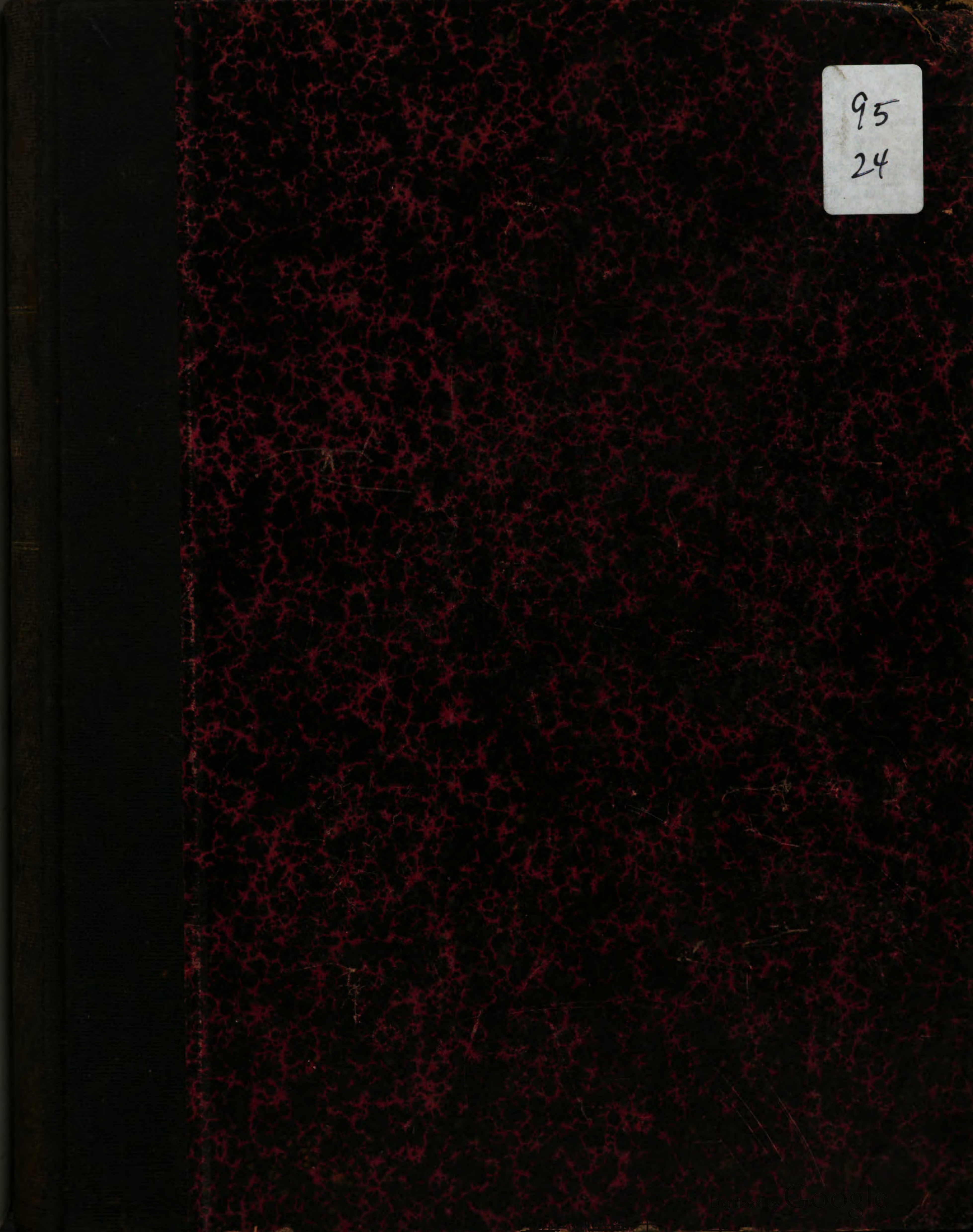
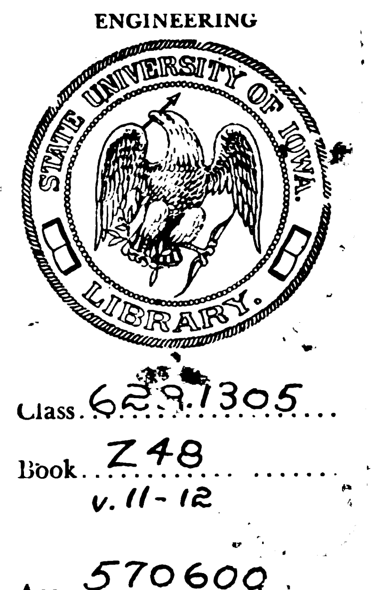
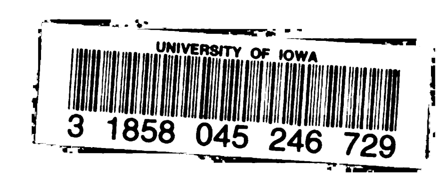



STATE UNIVERSITY OF IOWA.
LIBRARY.


UNIVERSITY OF IOWA
3 1858 045 246 729

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

MIT BEITRÄGEN DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN BERLIN-ADLERSHOF, SOWIE DES VERBANDES DEUTSCHER FLUGZEUG-INDUSTRIELLER IN BERLIN UND DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN GÖTTINGEN

SCHRIFTLEITUNG:

WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

VERTRETEN DURCH DEN GESCHÄFTSFÜHRER HAUPTMANN A. D. G. KRUPP

BERLIN W. 35, SCHÖNEBERGER UFER 40 PT.

TEL.: LÜTZOW 6508

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:

DR.-ING. DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. WILH. HOFF

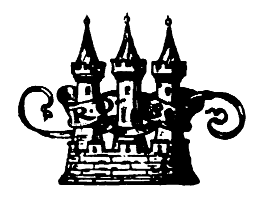
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

11. JAHRGANG

1920

MIT 281 ABBILDUNGEN IM TEXT UND 1 TAFELBEILAGE



MÜNCHEN UND BERLIN 1920

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

Sachliches Register.

Bücherbesprechungen.

Autoren.



Bücherbesprechungen.

Sachliches Register.

Abbildungen.





Tafelbeilagen.

Luftfahrt-Rundschau.

(Verband Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet.)





II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet.)

III. Gewerblicher Rechtsschutz.



Erteilte Patente.

Alphabetisches Patentinhaber-Register.



Erteilte Patente.

Sachliches Register.





Erteilte Patente.

(Auszug aus den Patentschriften.)

Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.

Gebrauchsmuster.

Alphabetisches Inhaber-Verzeichnis.

Gebrauchsmuster.

Sachliches Register.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 15. Januar 1920 Heft 1

Versuche mit getränkten Stoffbespannungen.

Von A. Pröll, Hannover.

Während des Krieges hatte ich im Auftrage der Flugzeugmeisterei Versuche über Festigkeit getränkter Stoffbespannungen durchzuführen, die in den »Technischen Berichten« der Flugzeugmeisterei ausführlich auseinandergesetzt worden sind. Diese Versuche schlossen sich an theoretische Betrachtungen an, die ich in einem früheren Aufsatz veröffentlicht hatte[1]). Insbesondere wurden die dort eingeführten Normalcharakteristiken zur Auftragung der Versuchsergebnisse ausgiebig verwendet. Es wurden für die Zwecke der Versuche verschiedene Meßapparate entworfen und hergestellt, die auch in dem nachfolgenden Aufsatz an den betreffenden Stellen beschrieben sind. Gleichzeitig waren noch einfache Verfahren angegeben, welche die Prüfung vorgelegter Bespannungen nach diesen Gesichtspunkten ermöglichten.

Schon bei diesen Versuchen über die Festigkeit zellonierter Stoffbespannungen hatte sich der überwiegende Einfluß immer deutlicher herausgestellt, den die Art der Tränkung und Beschaffenheit der verwendeten Tränkungsmittel (Zellon) besitzt, und es erschien jetzt wünschenswert, die Versuche in systematischer Weise auf die Erprobung dieser Imprägnierungen anzuwenden, wobei gleichzeitig die Gewinnung brauchbaren Zahlenmaterials als Unterlage für die »Normalberechnung« von getränkten Stoffbespannungen angestrebt wurde.

Zu diesem Zweck wurden nunmehr mit einem und demselben Stoff, der aber mit verschiedenen Imprägnierungslacken und mit wechselnder Zahl der Anstriche getränkt war, verschiedene Versuchsreihen angestellt und in Vergleich gebracht. Die Art der Beanspruchung der Stoffe auf den Flugzeugtragflächen (wo sie doppelt gekrümmte Flächen bilden) erfordert dabei jedesmal die Untersuchung in zwei zueinander senkrechten Richtungen (Kette und Schuß), wofür wiederum die Darstellung durch die »Normalcharakteristiken« (im folgenden kurz als *NC* bezeichnet) sich als besonders praktisch erwiesen hat[2]).

Es ergaben sich nun wie nachstehend beschrieben:

1. Dehnungs- und Zerreißversuche,
2. Spannfähigkeitsversuche,
3. Durchbiegungsmessungen an einem Tragflächenmodell.

Außerdem schienen noch einige weitere Messungen an einem sog. »Zerplatzapparat« von Interesse zu sein, die darum ebenfalls diesem Berichte beigefügt wurden.

Stoff und Lacke. Vorbereitung der Versuche.

Der für die Versuche verwendete Stoff war normales Flugzeugleinen, wie es von der Rohstoffabteilung der Inspektion der Fliegertruppen in größeren Mengen zur Verfügung gestellt wurde.

Es hatte ein durchschnittliches Gewicht von 0,132 kg/m² und zählt in Schußrichtung 24, in Kette 23 Fäden auf das Zentimeter Länge.

Die Azetyl-Zellulose-Lacke stammten von den Farbenfabriken vorm. Friedr. Bayer & Co., Elberfeld, und zwar gelangten drei verschiedene Sorten zur Prüfung, die nach Angaben der Firma benannt wurden, und zwar ist:

Lack L mit normalem Zellitmaterial,
» BA mit hochwertigstem Zellitmaterial,
» Z mit Holzstoffazetylzellulose als Grundlage hergestellt.

Alle Versuche wurden mit jedem Lack in gleicher Weise mehrfach vorgenommen, die Lackaufstriche waren in gewöhnlicher Art ohne besondere Vorkehrungen hergestellt, es erfolgte jedoch eine Kontrolle des Gewichtes (und der Gewichtszunahme) an verschiedenen herausgegriffenen Proben, wobei sich eine genügende Gleichmäßigkeit des Aufstrichs zeigte. Die Versuche begannen 24 Stunden nach dem Aufstrich und erstreckten sich durch einen Zeitraum von 2 bis 3 Wochen. Auch hier ergaben Vergleichsproben, welche mit unbeanspruchtem Stoff zu Anfang und zu Ende der Versuchszeit vorgenommen worden waren, keine nennenswerten Unterschiede.

Zerreiß- und Dehnungsversuche.

Die an einer Schopperschen Zerreißmaschine untersuchten Stoffstreifen hatten 5 cm Breite und 30 cm Länge. Dehnung und Querzusammenziehung konnten an je drei Stellen eines eingezeichneten Rechteckes gemessen werden. In den Tabellen 1 bis 3 sind sie in Prozenten der ursprünglichen Länge eingetragen.

Tabelle 1

Roher Stoff, Gewicht 0,132 kg/m², Fadenzahl pro cm { Schuß 24, Kette 23

Spannung kg/m	Schuß ε_1	Schuß $-\varepsilon_2$	Kette ε_2	Kette $-\varepsilon_1$
200	10	9	4,7	5,0
400	11	10,67	5,8	7,33
600	12	11,67	6,3	8,33
900	13	13,33	7,5	10,00
Bruch	bei 1300 kg/m		bei 960 kg/m	

ε_1 Dehnung, $-\varepsilon_2$ Kontraktion } Richtung Schuß

ε_2 Dehnung, $-\varepsilon_1$ Kontraktion } Richtung Kette

Tabelle 1 gibt die Festigkeits- und Dehnungszahlen für den rohen Stoff. Jedesmal ist außer der Dehnung in der belasteten Richtung (ε) auch noch die Zusammenziehung ($-\varepsilon$) in der dazu senkrechten nichtbelasteten angegeben. Die Indexzahlen 1 und 2 beziehen sich dabei auf Schuß- und Kettenrichtung.

Tabelle 2.

Bruchfestigkeitszahlen für getränkten Stoff (kg/m)
(Mittlere Grenzwerte.)

Zahl der Tränkungen	Schuß *L*	Schuß *BA*	Schuß *Z*	Kette *L*	Kette *BA*	Kette *Z*
2	1480	1560	1280	1280	1400	1220
4	1640	1580	1500	1500	1480	1420
5	1900	1740	1420	1720	1620	1300
6	1460	1980	1400	1400	1700	1340

Für getränkte Stoffe gibt Tabelle 2 die gefundenen Zerreißfestigkeiten in Abhängigkeit von der Zahl der Tränkungen an (Fig. 1 und 2, Schuß- und Kettenrichtung).

Allgemeine Beobachtungen.

Wie schon an früherer Stelle bemerkt, wächst auch hier die Festigkeit mit jeder weiteren Tränkung, jedoch nur bei Zellit BA regelmäßig. Beispielsweise wurde die Festigkeit des rohen Stoffes bei Zellit BA durch sechsmaligen Anstrich um zirka 60—100% gesteigert. Sehr auffallend ist dagegen die Festigkeitsabnahme zwischen fünf- und sechsfacher Tränkung bei Zellit L und Z. Ähnliche Kurven zeigen sich bei den Dehnungsversuchen, bei welchen auch diese Ausnahmeerscheinungen besprochen werden sollen.

Die Unterschiede in den Festigkeiten von Kette und Schuß sind bei mehrfacher Tränkung geringer, wenn auch noch immer nicht ganz geschwunden.

Im übrigen sind aber auch die Unterschiede zwischen den Festigkeitszahlen von einzelnen Stoffstreifen trotz gleicher

[1]) Diese Zeitschrift 1915 Seite 26: »Zur Frage der Festigkeit von Tragflächenbespannungen«. Mit der Durchführung der Versuche hat sich mein früherer Assistent Herr Dipl.-Ing. B. Simonson sehr verdient gemacht.

[2]) Vgl. auch des Verfassers Arbeit »Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung«. Diese Z. 1919, S. 121.

Behandlung vielfach noch größer als die mittleren Unterschiede bei verschiedener Behandlung.

(In Fig. 1 und 2 sind die mittleren Grenzwerte aufgetragen worden.)

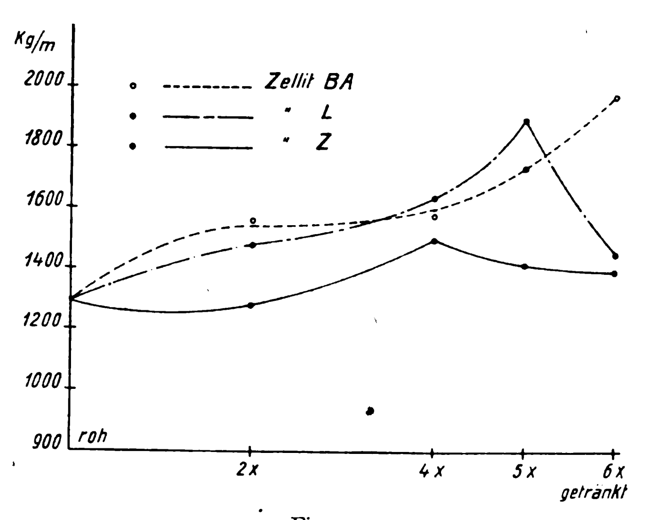


Fig. 1.
Mittlere Bruchfestigkeit Schuß.

Vergleich der Lacke.

Trotz der genannten Verschiedenheiten im einzelnen ist aus den Kurven deutlich zu erkennen, daß Zellit Z die kleinsten Festigkeitszahlen ergibt. Für BA und L liegen die Unterschiede innerhalb des Bereiches der individuellen Verschiedenheiten, und diese können daher in bezug auf die durch sie bewirkte Erhöhung der Festigkeit bis zur fünffachen Tränkung als praktisch gleichwertig betrachtet werden, abgesehen von der besprochenen auffallenden Abnahme der Festigkeit von L und Z bei sechsfacher Tränkung.

Bei den vorstehend besprochenen Dehnungs- und Zerreißproben betrug die Versuchsdauer bis zum Bruch des Streifens jedesmal etwa 45 Min. Zum Vergleiche wurden einige Streifen sehr rasch zerrissen (innerhalb ½ Min.). Wesentliche Unterschiede ergaben sich jedoch nicht.

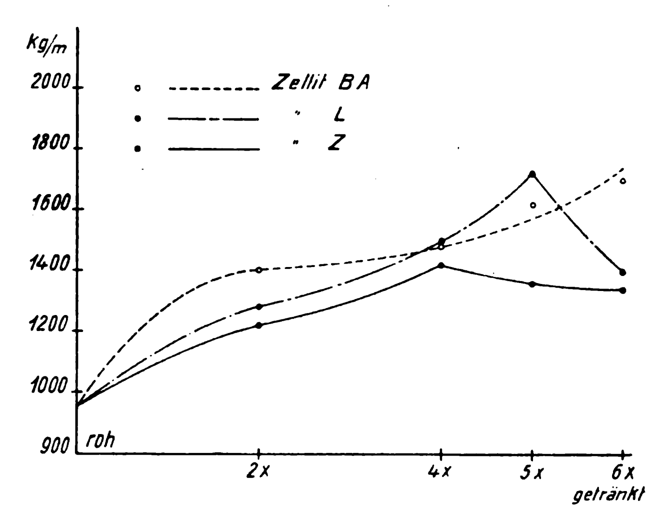


Fig. 2.
Mittlere Bruchfestigkeit Kette.

Messungen von Dehnung und Zusammenziehung.

Als Beispiel der durchgeführten Messungen sind in Tabelle 3 die Dehnungen bei Belastung in einer Richtung und die gleichzeitig gemessenen Kontraktionen in der dazu senkrechten Richtung bei zweifacher Tränkung angegeben. Die Fig. 3 und 4 zeigen den Verlauf der Dehnungskurven für die verschiedenen Belastungen und rohen Stoff sowie für zweimalige Aufstriche. Die Fig. 5 bis 8 geben dagegen die Dehnung als Funktion der Aufstrichzahl (2 bis 6) bei jedesmal derselben Belastung (200, 400, 600, 800 kg/m) an. Man erkennt, daß die Formänderungen nach den ersten Aufstrichen stark herabgesetzt werden, daß sie aber bei späteren Aufstrichen nur geringe, dabei aber vielfach schwankende Änderungen erfahren.

Tabelle 3.
Dehnungsversuche Stoff 2 mal getränkt.

Spannung kgm	Schuß						Kette					
	L		BA		Z		L		BA		Z	
	ε_1	$-\varepsilon_2$	ε_1	$-\varepsilon_2$	ε_1	$-\varepsilon_2$	ε_2	$-\varepsilon_1$	ε_2	$-\varepsilon_1$	ε_2	$-\varepsilon_1$
200	0,57	0	0,33	0	0,73	0	0,43	0	0,47	0	0,77	0
400	1,37	0,226	1,23	0,223	1,77	0,774	1,2	0,335	1,0	0,438	2,13	0,67
600	2,47	0,895	2,53	0,89	3,47	1,545	2,1	0,67	1,87	1,423	3,63	1,67
800	3,63	1,79	3,73	1,893	5,17	2,87	3,0	1,22	3,0	2,083	4,7	3,347

Tabelle 3a.
Dehnungsversuche Stoff 5 mal getränkt.

Spannung kg/m	Schuß						Kette					
	L		BA		Z		L		BA		Z	
	ε_1	$-\varepsilon_2$	ε_1	$-\varepsilon_2$	ε_1	$-\varepsilon_2$	ε_2	$-\varepsilon_1$	ε_2	$-\varepsilon_1$	ε_2	$-\varepsilon_1$
200	0,57	0	0,5	0	0,47	0	0,37	0	0,4	0	0,4	0
400	1,17	0,221	1,0	0	1,43	0,67	0,87	0	0,73	0	1,73	0,67
600	1,73	0,774	1,93	0,447	3,43	1,00	1,37	0,332	1,43	0,551	3,33	1,3
800	2,63	1,105	2,8	1,0	5,03	1,89	2,1	0,665	2,5	1,32	5,3	2,35

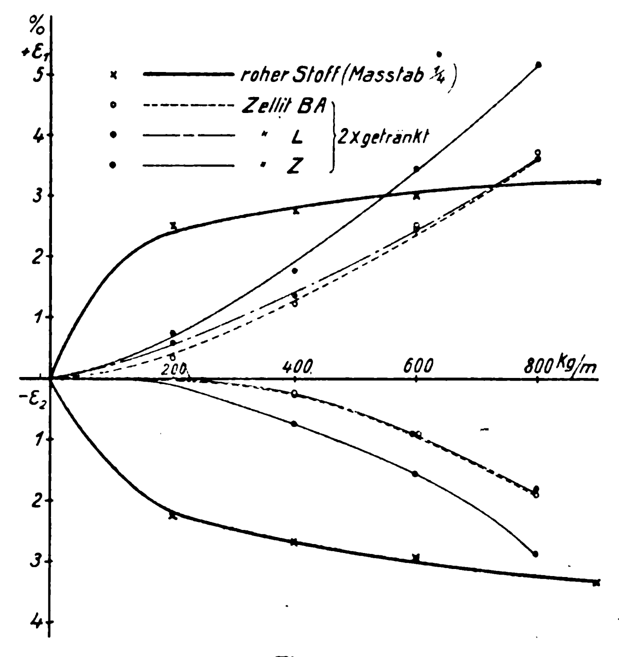


Fig. 3.
Dehnungen ε_1 (Schuß).

Folgerungen.

Für den praktischen Flugbetrieb kommen im allgemeinen selbst bei mehrfacher Sicherheit Spannungen über 500 kg/m nicht in Frage. Die Bruchsicherheit erscheint demnach unter allen Umständen, wenigstens bei frischem Stoff, gewährleistet und die hervorgehobenen Unterschiede bei den einzelnen Lackarten sind darum nur von geringer Bedeutung.

Sehr wichtig ist dagegen die Festigkeit der Lackschicht gegen Risse wegen der durch diese bedingten Wasserdurchlässigkeit und die Dehnbarkeit, welche sich in Formänderungen des Flügelprofils im Fluge zeigt und die Flugleistungen ungünstig beeinflussen kann.

Die Figuren lassen deutlich erkennen, daß für die üblichen fünf- bis sechsmaligen Aufstriche Zellit Z die größten, BA und L die geringsten Dehnungen und Querzusammenziehungen aufweist.

Die schon mehrfach besprochenen auffallenden Unstetigkeiten in dem Verlauf der Dehnungs- und Festigkeitskurven für fünf- und sechsmal zellonierte Stoffe zeigen sich auch bei oft wiederholten Versuchen mit den Lacken L und Z stets in der gleichen Weise. Bis zu vier- bzw. fünfmaliger Tränkung

ist im allgemeinen ein regelmäßiges Anwachsen der Festigkeit und entsprechende Abnahme der Dehnung zu erkennen. Dann aber tritt eine entgegengesetzte Tendenz bei den genannten Lacken hervor, die wohl daher rühren kann, daß der Auf-

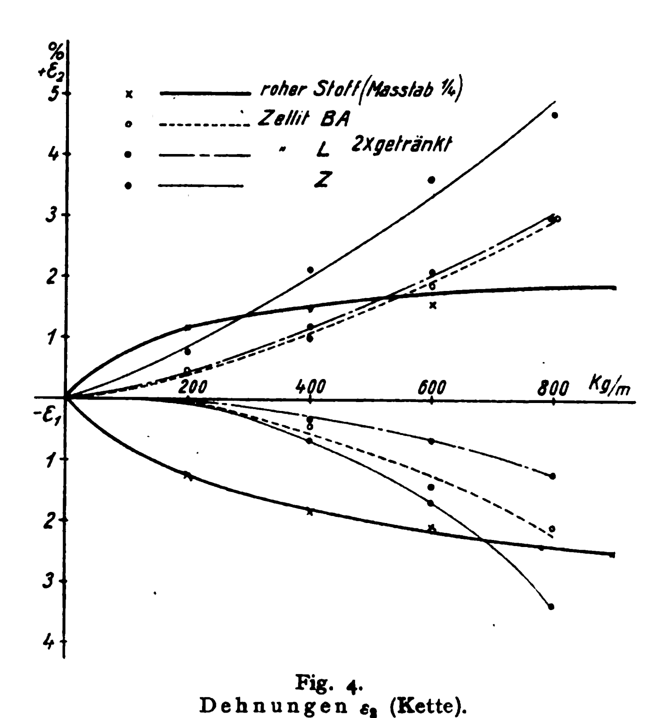


Fig. 4.
Dehnungen ε_2 (Kette).

strich von Z und L von einer bestimmten Stärke ab nicht mehr so innig mit dem Stoff verbunden zu sein scheint, so daß die festigkeitshebende Wirkung nicht mehr so sehr in Erscheinung treten kann.

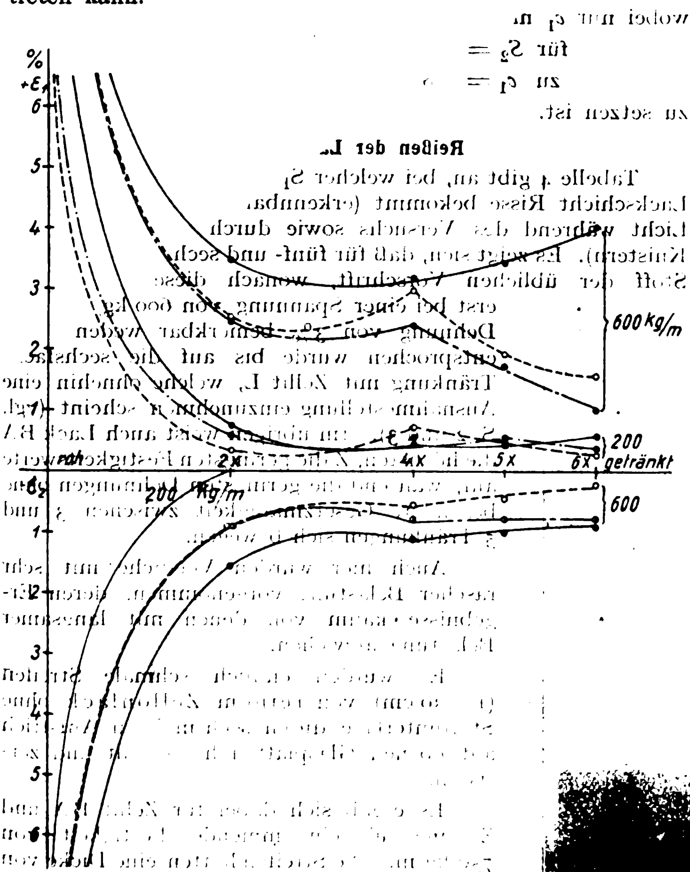


Fig. 5.
Dehnungen ε_1 (Schuß) (200 und 600 kg/m).

Die Abweichungen sind im wesentlichen die folgenden:

Zellit Z: Größte Bruchfestigkeit bei vierfacher Tränkung, kleinste Dehnung bei vier- bis fünffacher Tränkung.

Zellit BA: Größte Festigkeit bei sechsfacher Tränkung, kleinste Dehnung bei fünf- bis sechsfacher Tränkung (mit einem ausgesprochenen Dehnungsmaximum bei vierfacher Tränkung).

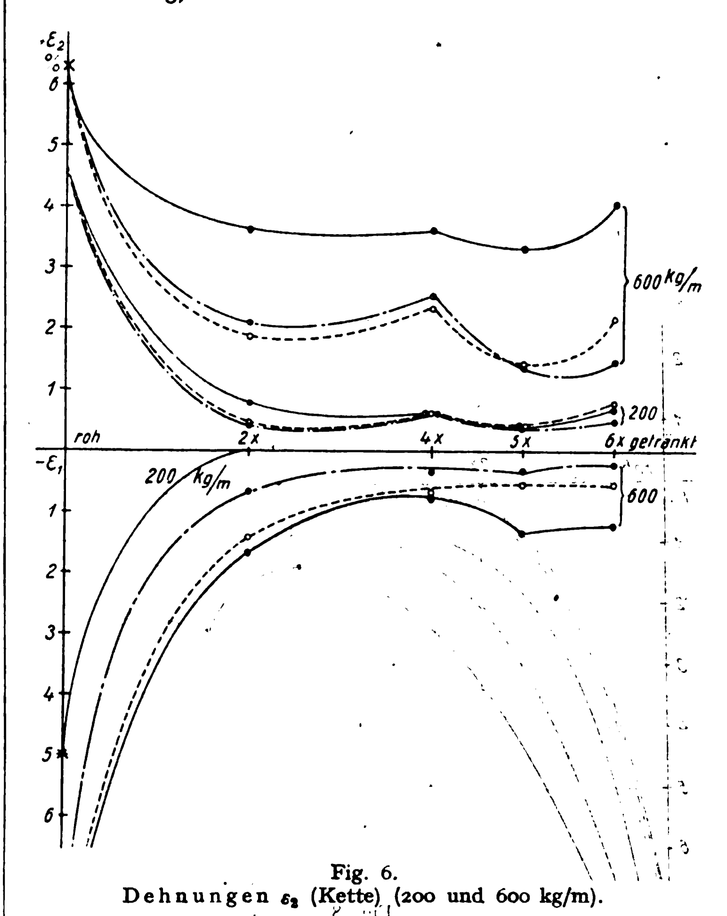


Fig. 6.
Dehnungen ε_2 (Kette) (200 und 600 kg/m).

Zellit L: Größte Festigkeit bei fünffacher Tränkung, kleinste Dehnung bei fünffacher Tränkung.

Fig. 7.
Dehnungen ε_1 (Schuß) (200 und 600 kg/m).

(ebenfalls ein Dehnungsmaximum bei vierfacher Tränkung). Versuchsreihen mit anderem Stoff ergaben ähnliche Besonderheiten, wodurch die obige Erklärung gestützt wird, nach der die Ursache weniger am Stoff als an einer schlechteren Haftfestigkeit für stärkere Anstriche zu suchen ist.

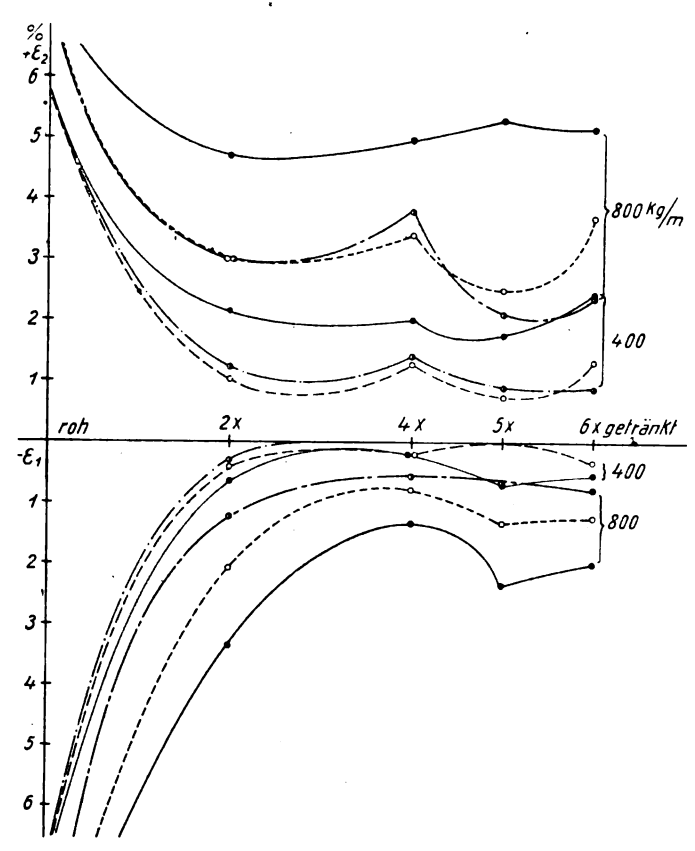


Fig. 8.
Dehnungen ε_2 (Kette) (400 und 800 kg/m).

Normalcharakteristiken.

Nach dem in dieser Zeitschrift 1915, S. 26, angegebenen Verfahren können aus den vorstehenden Angaben die Normalcharakteristiken in Gleichungsform abgeleitet werden.

Für die gewöhnlich verwendeten geringen Spannungen genügt nämlich die Darstellung der meistens nahezu geradlinigen Normalcharakteristiken in einfacher Weise durch zwei Gleichungen

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \beta_1 S_1 - c_1 S_2 \\ \varepsilon_2 &= \beta_2 S_2 - c_2 S_1 \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

wie sie auch schon früher beschrieben wurde. Die Koeffizienten β_1, β_2, c_1, c_2 können aus den Tabellen (beispielsweise 3) oder Kurven durch Division der Dehnungsprozente durch die zugehörigen Spannungen abgeleitet werden.

Zu allen diesen Messungen eignete sich sehr gut der vom Verfasser entworfene und von der Firma Atmos, Berlin, gebaute doppelte Dehnungsschreiber, der gleichzeitige Dehnungen und Kontraktionen in zwei zueinander senkrechten Richtungen auf einer Trommel in vergrößertem Maßstab aufzeichnet (Fig. 9).

Für Zellit BA ist (fünfmal getränkt) außerdem mit dem doppelten Dehnungsschreiber ein vollständiger »Einzelkreuzversuch« nach der in dieser Zeitschr. a. a. O., S. 27[1]), beschriebenen Art durchgeführt worden. Fig. 12 S. 5 gibt ein Stück eines solchen Diagrammstreifens wieder.

Die Zeitdauer für jede Belastung wurde solange ausgedehnt, bis die Dehnungskurven praktisch parallel zur Null-Linie der Dehnungen geworden waren, es erforderte dies je nach dem Belastungszustand ¼ bis 3 Stunden.

Aus den Ergebnissen dieses Versuches für kleine Belastungen (bis 150 kg/m) wurden ebenfalls die Gleichungen der Normalcharakteristik abgeleitet. Es fanden sich im allgemeinen die Voraussetzungen der obigen Gleichungen bestätigt, nur der Beiwert c_1 in Gl. (1) zeigte schon bei kleinen Belastungen so starke Veränderlichkeiten, daß die ansteigenden Geraden S_2 = const. in ungleichförmigem (stets wachsendem) Abstand zu zeichnen waren (Fig. 10). Dementsprechend ist auch die Gleichung dieser Kurvenschar jedesmal nur für eine bestimmte Zone gültig, und wir haben:

$$10^6 \varepsilon_1 = 20\, S_1 - c_1 S_2$$
$$10^6 \varepsilon_2 = 50\, S_2 - 20\, S_1$$

wobei nur c_1 nicht konstant ist, sondern

für $S_2 =$	100	200	300	400 kg/m,
zu $c_1 =$	8	10	13	18 »

zu setzen ist.

Reißen der Lackschicht.

Tabelle 4 gibt an, bei welcher Spannung und Dehnung die Lackschicht Risse bekommt (erkennbar im durchscheinenden Licht während des Versuchs sowie durch deutlich hörbares Knistern). Es zeigt sich, daß für fünf- und sechsmal getränkten Stoff der üblichen Vorschrift, wonach diese Erscheinung erst bei einer Spannung von 600 kg/cm bzw. Dehnung von 3% bemerkbar weden darrf, entsprochen wurde bis auf die sechsfache Tränkung mit Zellit L, welche ohnehin eine Ausnahmestellung einzunehmen scheint (vgl. S. 2 und 3). Im übrigen weist auch Lack BA die höchsten, Z die geringsten Festigkeitswerte auf, während die geringsten Dehnungen ohne besondere Gesetzmäßigkeit zwischen 3 und 5 Tränkungen sich bewegen.

Auch hier wurden Versuche mit sehr rascher Belastung vorgenommen, deren Ergebnisse kaum von denen mit langsamer Belastung abwichen.

Es wurden endlich schmale Streifen (1 × 30 cm) von reinem Zellonlack ohne Stoffunterlage durch sechsmaligen Aufstrich auf ebenen Glasplatten hergestellt und zerrissen.

Es ergab sich dabei für Zellit BA und Z eine übereinstimmende Festigkeit von 750 kg/m. Die Streifen hatten eine Dicke von 0,185 bzw. 0,21 mm und wogen $\frac{0{,}015}{0{,}024}$ g pro 1 cm².

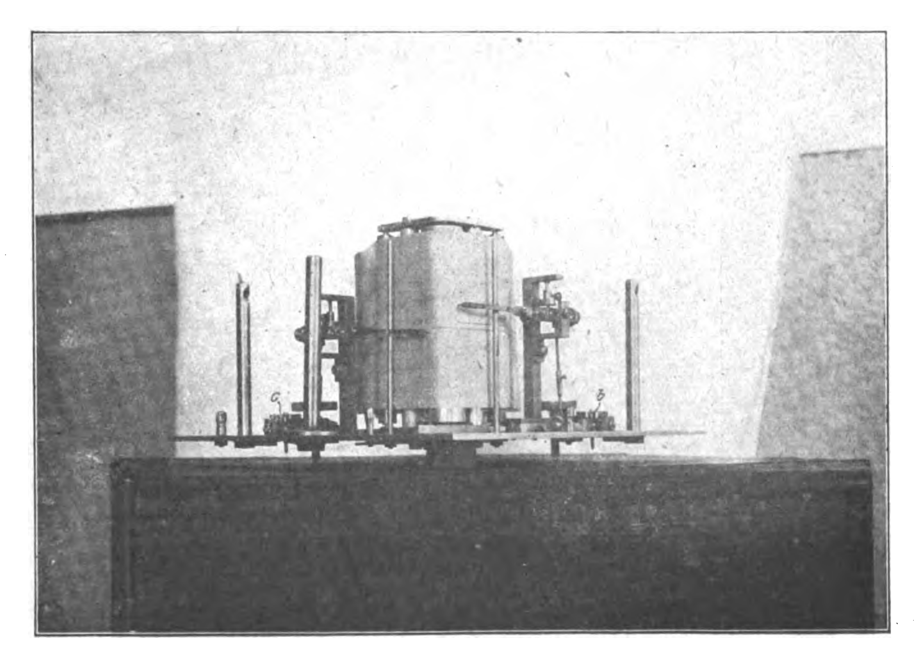


Fig. 9.
Doppelter Dehnungsschreiber.

[1]) Vgl. auch Techn. Ber. d. Flugzeugmeisterei Bd. III, S. 62.



Spannfähigkeitsmessungen.

Zur Erzielung einer guten Vorspannung (und daraus folgender geringerer Formänderung) ist eine hohe Spannfähigkeit anzustreben. Außerdem wird dadurch die Glätte der Lackschicht gefördert.

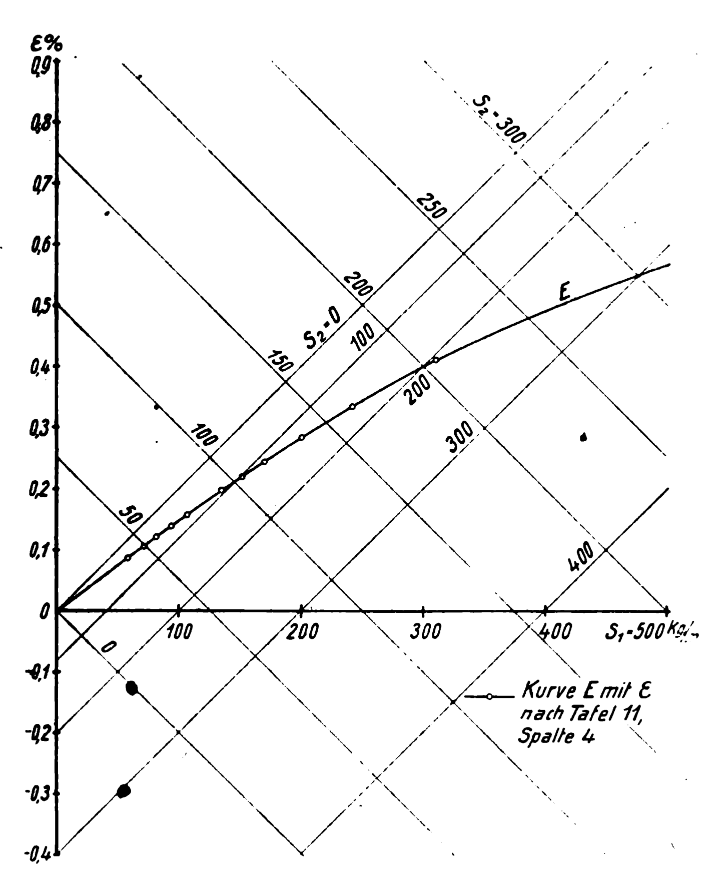


Fig. 10.

Diese Eigenschaft der Lacke wurde untersucht:

a) durch direkten Versuch am doppelten Dehnungsschreiber,

b) durch Eindruckmessungen (praktische Versuche).

Tabelle 4.
Dehnungsversuch. **Reißen der Lackschicht.**

Richtung	Zellit	2 ×		4 ×		5 ×		6 ×	
		Spannung	Dehnung	Spannung	Dehnung	Spannung	Dehnung	Spannung	Dehnung
Schuß	L	680	2,97	800	4,0	1060	4,3	600	1,85
	BA	900	4,23	940	5,83	980	3,7	1080	3,9
	Z	700	4,26	720	4,1	710	4,3	710	5,3
Kette	L	660	2,47	680	3,1	1020	3,67	600	1,47
	BA	860	3,5	880	3,7	910	3,27	1040	3,7
	Z	640	3,65	680	4,0	660	3 8	650	4,1

Bei den Versuchen a) wurde ein Einzelkreuz aus roher Leinwand, wie Fig. 11 zeigt, mit dem Dehnungsmesser verbunden und schwach belastet (30 kg/m in Kette und Schuß). Nach Eintritt eines Beharrungszustandes wurde die Rückseite des Kreuzes einmal mit Zellit bestrichen. Der Dehnungsschreiber zeigte dann die unter gleicher Belastung erfolgende Zusammenziehung an, und zwar in beiden Richtungen. Nachdem auch jetzt wieder Gleichgewicht eingetreten war (durch parallelen Verlauf der Dehnungskurven kenntlich), erfolgte ein zweiter Aufstrich (usf. bis zu sechsmaligem Tränken). Es war dabei von Interesse festzustellen, wie fast unmittelbar nach jedesmaligem neuen Tränken zuerst eine Dehnung auftrat als Folge der Feuchtigkeit der Tränkung und der teilweisen Auflösung des schon vorhandenen Aufstriches; diese Dehnung wurde um so stärker, je größer die Zahl der Aufstriche war, sie entwickelte sich in äußerst kurzer Zeit (½ bis 1½ Min.) bis zu ihrem Höchstwert und ging dann anfänglich ebenfalls sehr rasch, dann aber verlangsamt in eine neue Kontraktion über, welche die frühere stark übertraf. Fig. 12 zeigt einen Streifen des Dehnungsmessers mit den eingetragenen Kontraktions- und Dehnungsziffern in Prozenten (Zellit L). In Tabelle 5 sind diese letzteren für alle drei Lackarten nach Kette und Schuß angegeben, bezogen auf die Längenmaße des rohen Stoffes bei gleicher Belastung.

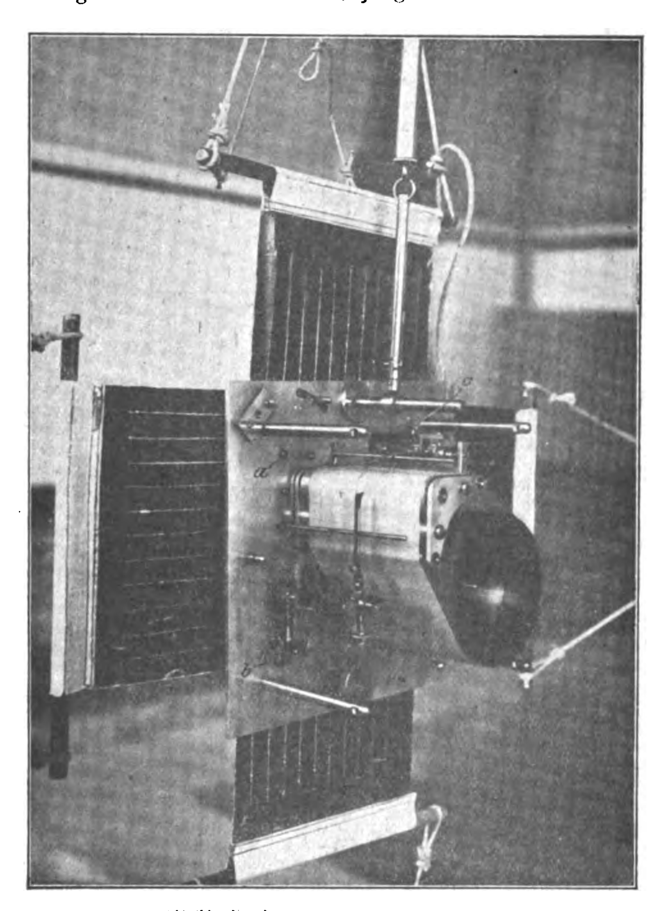


Fig. 11.
Dehnungsmesser mit Einzelkreuz aus roher Leinwand verbunden und schwach belastet.

Um diese Ursprungslängen beim getränkten Stoff wieder zu erreichen, wäre eine erhöhte Belastung (Spannung) erforderlich, welche daher die Spannfähigkeit des Lackes darstellt.

Der Vergleich der drei Lackarten zeigt den Vorzug des Lacks Z, welcher die stärksten Zusammenziehungen aufweist. Während bei dieser Versuchsanordnung die Spannung des

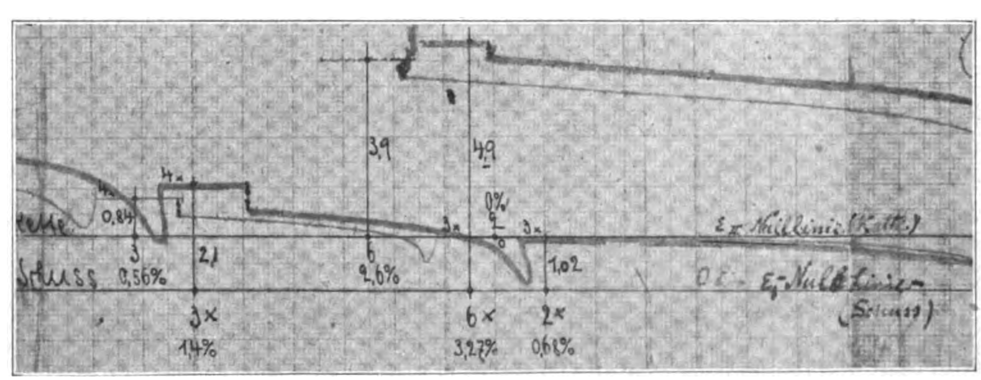


Fig. 12.
Versuch über Spannfähigkeit (Zellit L). (Die dicknachgezogene Kurve bezieht sich auf die Schußrichtung, die dünne auf Kettenrichtung.)

Stoffes ungeändert blieb und durch die Imprägnierung nur die Dehnung eine Änderung erfuhr, wird bei nachstehend beschriebenen Verfahren die durch die Tränkung bewirkte Spannungserhöhung bei ungeänderter Dehnung zur Messung der Spannfähigkeit benutzt.

Tabelle 5.

Spannfähigkeit in %.

Belastung Schuß : 5 kg, Kette : 5 kg } 30 kg/m.

Zusammenziehungen (+).

Zellit	Richtung	1 ×	2 ×	3 ×	4 ×	5 ×	6 ×
L	Schuß	0,32 %	0,68 %	1,4 %	2,05 %	2,35 %	3,27 %
	Kette	—0,407 %[1])	± 0	0,56 %	1,27 %	1,8 %	2,6 %
BA	Schuß	0,867 %	1,153 %	1,845 %	2,132 %	2,4 %	3,89 %
	Kette	0,57 %	0,815 %	1,332 %	1,72 %	2,06 %	2,67 %
Z	Schuß	0,453 %	0,895 %	1,65 %	2,59 %	3,42 %	4,03 %
	Kette	0,37 %	0,63 %	1,39 %	1,96 %	2,59 %	3,26 %

[1]) Dehnung (—).

(Schluß folgt.)

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor.

Von Dipl.-Ingenieur Alfred Staribacher.

(Fortsetzung von Seite 271 Jahrg. 1919.)

Ähnlich wie das mittlere Kurbelwellenlager ist das vordere und rückwärtige konstruiert; sie unterscheiden sich von demselben nur dadurch, daß sie in der oberen Schale statt der zwei Schmiernuten nur eine haben, die jedoch parallel zur Kurbelwelle läuft.

Die Zeichn. VI stellt die Pleuelstange, Zeichn. VII das Pleuelstangenlager des neueren, Zeichn. XIX und Fig. 33 die Pleuelstange des älteren Isotta-Fraschini dar. Der hauptsächlichste Unterschied besteht in den schon besprochenen Einrichtungen, die für die Schmierung vorgesehen sind und

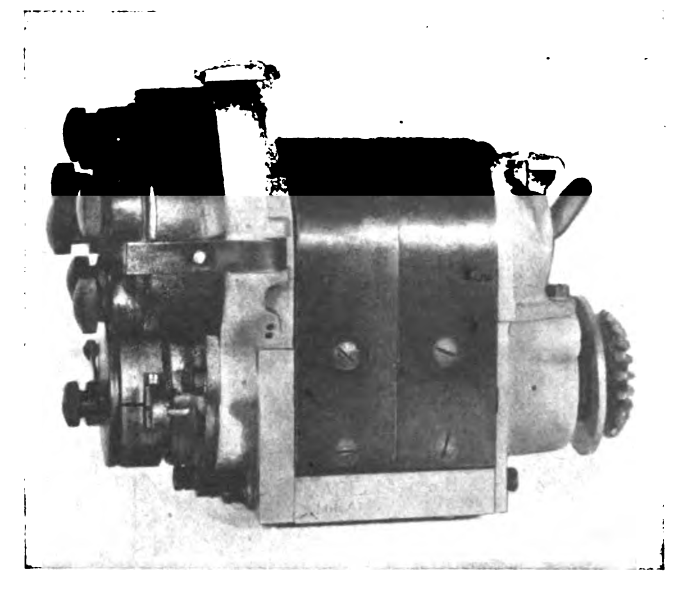
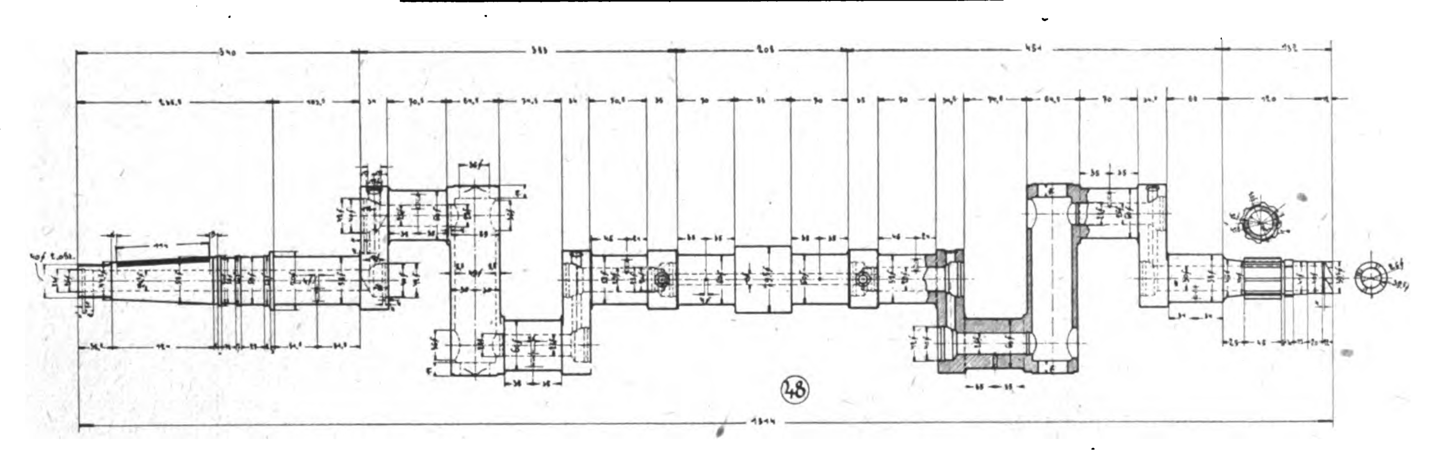
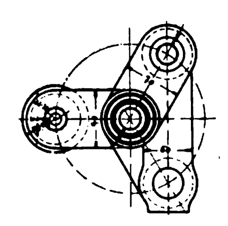
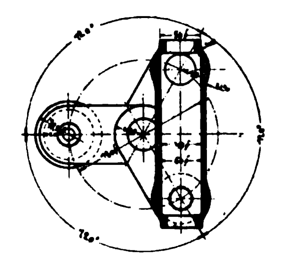


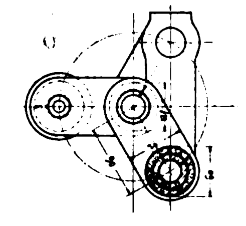
Fig. 31.

darin, daß die Pleuelstange des neueren Isotta im allgemeinen etwas kräftiger gehalten ist. Das Pleuelstangenlager ist den Kurbelwellenlagern ähnlich. Es hat zum Ölsammeln in der oberen Lagerschale zwei gekreuzte Nuten g und h, in deren Schnittpunkt die Bohrung f angebracht ist, durch die das Öl

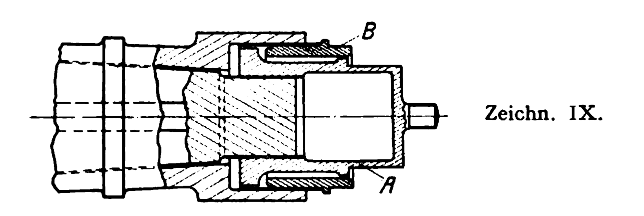








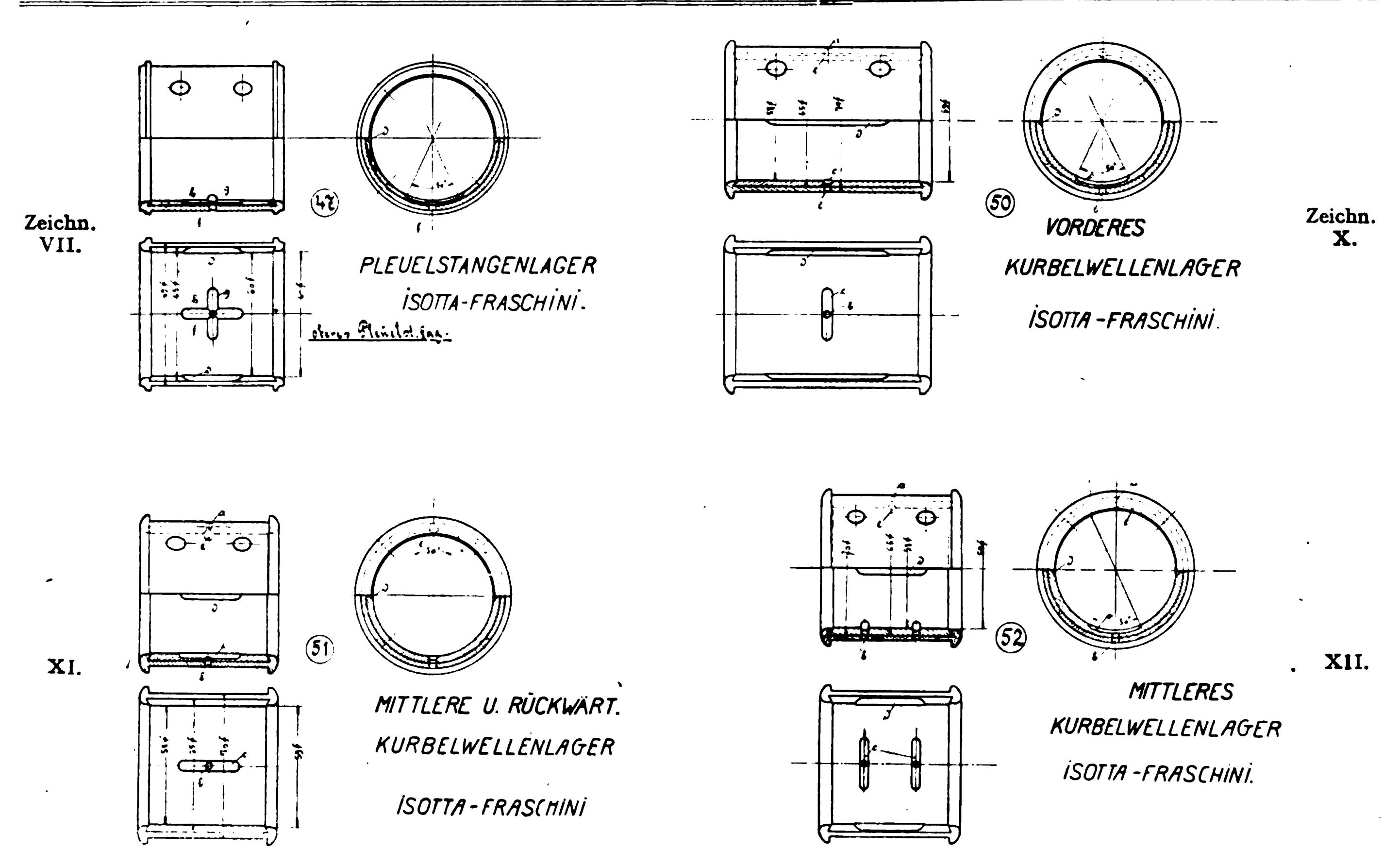
Zeichn. VIII.



Zeichn. IX.

in die Pleuelstange und von hier zum Kolbenbolzen gelangen kann.

Der Kolben und Kolbenbolzen des neueren Isotta-Fraschini, der in Fig. 34 und Zeichn. V dargestellt ist, weist keinerlei Besonderheiten auf. Er unterscheidet sich vom Kolben des älteren Modells nur durch die Rippen im Kolbeninnern, die bei letzterem sternförmig, beim ersteren aber normal zum Kolbenbolzen angeordnet sind. Der Kolbenbolzen ist auf seiner ganzen Länge zylindrisch und sitzt ohne be-



sondere Büchsen in den Kolbenbolzenaugen des Kolbens. Seine Sicherung erfolgt durch zwei kleine Schrauben, die sich mit ihren kegelförmigen Enden in die entsprechenden Boh-

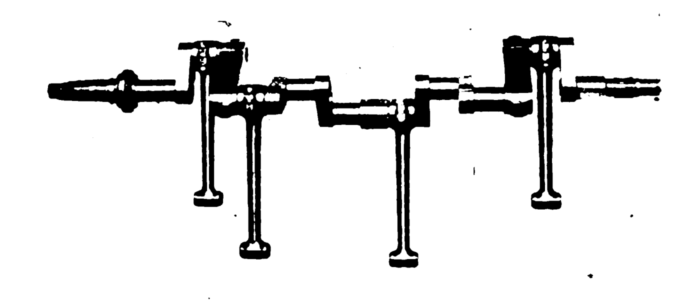


Fig. 32.

rungen des Kolbenbolzens, von denen die eine zwecks Nachgiebigkeit gegen verschiedene Wärmedehnungen des Kolbens und Kolbenbolzens als Langloch ausgebildet ist, pressen.

(Schluß folgt.)

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

(Fortsetzung von Seite 279 Jahrg. 1919.)

Über Unfälle.

Bei der Beurteilung, mit welchem Gefahrmoment heute das Fliegen noch verbunden ist, muß vor allem berücksichtigt werden, daß der größte Teil der Verluste an Flugzeugbesatzungen in den letzten Jahren auf feindliche Einwirkung zurückzuführen ist. Hierzu rechnen nicht nur die Fälle, in denen die Vernichtung des Flugzeugs und seiner Besatzung unmittelbar unter feindlicher Einwirkung stattgefunden hat, sondern auch ein sehr bedeutender Teil aller der Abstürze und Unfälle, die nach Frontflügen über eigenem Gebiet sich ereignet haben. Vom Führer zunächst nicht bemerkte Schußstellen konnten sehr oft bei besonderen Beanspruchungen oder nach längerer Flugzeit sowie besonders beim Landen zu Unfällen führen. Solche Unglücksfälle, die unmittelbar auf unvollkommene Konstruktion eines Flugzeuges zurückzuführen sind, dürften sich für den Friedensflugzeugbau fast vollkommen ausschalten lassen. Das Erreichen von Höchstleistungen jeder Art spielt hier nicht mehr die große Rolle wie im Kriege, in dem es oft Ursachen gegeben hat, die Maschinen weit über das normale Maß hinaus zu beanspruchen. Es sei hier nur als Beispiel an das Hochreißen eines Einsitzers nach einem Ballonangriff erinnert. Auf diese außerordentlichen Beanspruchungen, die in Zukunft so gut wie ganz bei Gebrauchsflugzeugen fortfallen können, sind eine Reihe von Unfällen sonst sehr erfahrener Frontflugzeugführer und auch solche von erfahrenen Einfliegern neuer Typen in der Heimat zurückzuführen. Auch der Einflieger wird in Zukunft seine neuen Typen nicht so beanspruchen müssen, wie es die Kriegsverhältnisse erwünscht machten. Fälle, in denen Materialfehler oder Fehler in der Verarbeitungsweise Anlaß zu Unfällen geben, lassen sich bei den heutigen Herstellungsmethoden und Arbeitsweisen im Flugzeugbau auf ein verschwindend geringes Maß zurückführen. Mit genügender Vorsicht erlassene, diesbezügliche gesetzliche Bestimmungen erscheinen im Interesse des Ansehens der Sache als durchaus am Platze. Sie müssen jedoch so gehalten bleiben, daß eine Dämpfung der Arbeitslust der Firmen dadurch nicht eintreten kann. Berücksichtigt man diese für die Gefahrenfrage des Flugwesens wichtigen Tatsachen und den Umstand, daß sie im allgemeinen viel zu wenig bei der Beurteilung der Sicherheit der Flugzeuge in Betracht gezogen zu werden pflegen, so erscheint es als eine unbedingte Pflicht jedes, dem die Förderung des Flugwesens am Herzen liegt, in diesem Sinne aufklärend zu wirken. Die Frontverluste der Fliegertruppe haben nämlich vielfach das Vertrauen zum Flugzeuge nicht im gleichen Maße steigen lassen, wie die Entwicklung des Flugzeuges fortgeschritten ist und ein entsprechendes Steigen des Vertrauens der Allgemeinheit zum Flugzeug gerechtfertigt gewesen wäre. Nimmt man zu Versuchszwecken einmal besonders gewagte Flugmanöver vor, so bietet der Fallschirm für den Flugzeugführer heute bereits ein recht sicheres Mittel, im Notfall mit diesem vom Flugzeuge abzuspringen. In den verschiedensten Situationen sind Fallschirmabsprünge aus nicht mehr steuerbaren Flugzeugen im Felde mit vollem Erfolg durchgeführt worden.

Auf die modernen Flugmotoren sind ebenfalls außerordentlich wenig Unfälle unmittelbar zurückzuführen. Es ist bei den meisten Motordefekten durchaus möglich, die Ma-

schine steuerbar zu erhalten und notzulanden. Unmittelbare Ursachen zu Unfällen sind hin und wieder Vergaserbrände gewesen. Wer sich darüber klar ist, daß hierbei nur Abstellen der Benzinzuführung und Vollgas Rettung versprechen, und dieses Verhalten anwendet, dem wird es auch hier meistens



Fig. 21.
Jagdflugzeug mit Stahlrumpf. Fokker-D VII (160 PS-Mercedes-Motor, 185 PS-BMW-Motor). Der Führer trägt die Fallschirmgurte.

gelingen, den Vergaserbrand zum Erlöschen zu bringen und anschließend notzulanden. Nach Erlöschen des Vergaserbrandes sofort in der Luft den Motor wieder in Gang zu bringen zu versuchen, muß der erneuten Brandgefahr wegen als vermeidbare Unvorsichtigkeit und deshalb als unzweckmäßig bezeichnet werden. Die Vergaserbrandgefahr wird im allgemeinen übertrieben. Dies dürfte daraus zu erklären sein, daß mit der Vorstellung des brennenden Absturzes die des Vergaserbrandes unwillkürlich in Verbindung gebracht wird, während tatsächlich weitaus der größte Teil aller Flugzeugbrände auf unmittelbare feindliche Einwirkung, auf ihre erst später möglicherweise auftretenden Folgen, z. B. auf späteres Feuerfangen des aus einer leck geschossenen Stelle ausfließenden Benzins, auf Selbstentzündung von Brandmunition durch hohe Temperaturen oder auf Unfälle beim Landen zurückgeführt werden können. Auch hier gilt es, für Aufklärung zu sorgen. Welchen Grad von Betriebssicherheit unsere modernen Flugmotoren tatsächlich bereits besitzen, kann man aus dem Vergleich mit der des Automobilmotors unter Berücksichtigung der verschiedenen Verhältnisse erkennen, unter denen beide Verkehrmittel arbeiten. Derselbe Defekt, der den Kraftwagen nur zu einem kurzen Aufenthalt auf der Straße zwingt, veranlaßt das Flugzeug bereits zu einer Notlandung, mit der ein gewisses Risiko stets verbunden ist. Während außerdem der Kraftwagen nach Behebung des Defekts sofort seinen Weg fortsetzen kann, bedarf das Flugzeug stets gewisser Vorbereitungen zum Start. Bei dieser richtigen Anschauung der Verhältnisse wird man nicht mehr so leicht und oft wie bisher in jeder Notlandung eines Flugzeugs infolge eines Motordefektes einen ernsten Fehler an dem Motor suchen. Die Konstruktion von Flugzeugen mit solchen Motoranlagen, daß im Fluge die Motoren überwacht und in gewissen Grenzen von Defekten befreit werden können, bietet infolge dieser besonderen Verhältnisse für das Flugzeug bei Motordefekten so große Vorteile, daß ihr für Reiseflugzeuge mit großem Aktionsradius zweifellos die Zukunft gehört. Diese Motorenanordnung ist den Riesenflugzeugen charakteristisch.

Weitaus die meisten der wenigen, vorkommenden Unfälle sind auf unsachgemäße Behandlung der Maschine oder auf fehlerhafte Führung des Flugzeugs zurückzuführen. Als Beispiel seien hierfür angeführt, daß dadurch Unfälle entstanden



Fig. 23.
Backbord-Motoren-Gondel eines Staakener-R-Flugzeugs mit Unterbringungsmöglichkeit für Motorenwarte.

sind, daß sich Fremdkörper, wie Putzwolle und dergleichen, im Rumpf von Flugzeugen befunden haben und dort schließlich zum Klemmen und bis zum völligen Festsitzen der Steuerzüge geführt haben und daß eine Anzahl von Rumpfbrüchen bei normaler Beanspruchung dadurch möglich gewesen sind, daß die Maschine bei der vorhergehenden Landung gelitten hatte, dies jedoch bei der Kontrolle nicht bemerkt worden ist. Auf die Gefahr des plötzlichen Abfangens der Maschinen aus steilen Sturzflügen ist bereits mehrfach hingewiesen worden; die Beanspruchungen sind außerordentlich geringer, wenn das Aufrichten einer Maschine nur langsam erfolgt. Unfälle durch rohe Behandlung eines Flugzeuges in der Luft lassen sich also im Frieden vermeiden. Besonders von Anfängern werden die meisten Fehler beim Kurven gemacht. Hierbei ist eine zu starke Schräglage ebenso verderblich wie eine zu geringe. Ersteres führt leicht zum Abrutschen nach der Innenseite der Kurve, letzteres hat das sogenannte Schieben, d. h. eine von der Längsrichtung abweichende Flugrichtung, zur Folge. Beides kann zu dem sog. Trudeln führen. Dies besteht in einer kreiselnden Bewegung des Flugzeugs, die einer steilen Spirale unter immer wiederholtem Abrutschen ähnlich ist. So leicht es beim Einsitzer bei einiger Übung ist, aus dieser Bewegungsart die Maschine wieder in eine normale Bewegung zurückzubringen, so leicht hat das Trudeln beim Doppelsitzer und bei weniger erfahrenen Piloten das völlige Verlieren der Gewalt über die Maschine

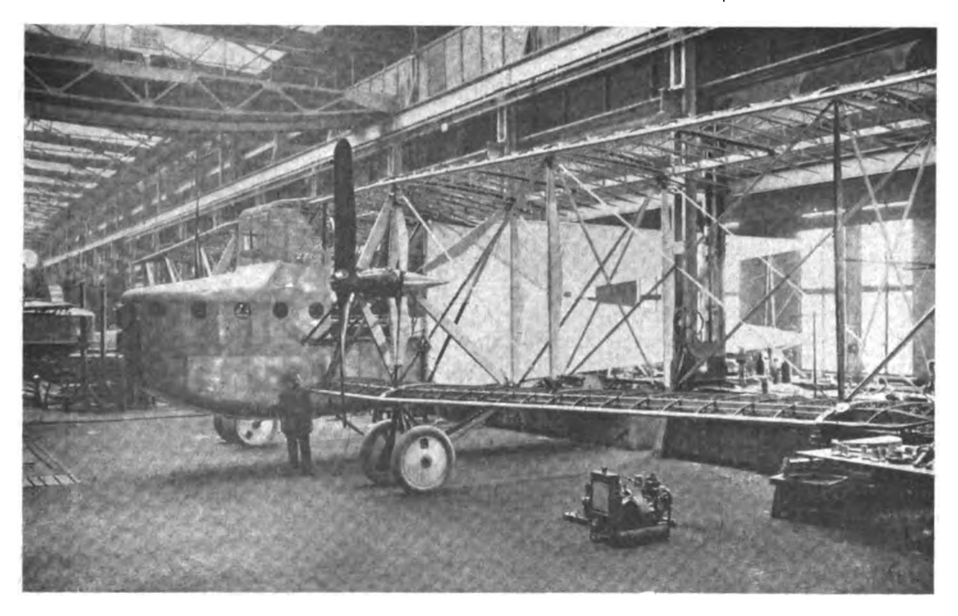


Fig. 22.
Siemens-R-Flugzeug auf der Werft, vor dem Bespannen fertig montiert. Zentrale Motorenanlage. Zwei seitliche Luftschrauben. Motorenanlage kann unmittelbar überwacht werden.

zur Folge. Infolge der Abwärtsbewegung fühlt man sich beim ersten Mal bewogen, mit dem Höhensteuer die Bewegung unter gleichzeitiger Verwendung der Verwindung aufzuheben, wenn man sich nicht an etwa vorher gegebene Ratschläge im kritischen Augenblick zugleich erinnert. Infolge des Umstandes, das bei dieser Bewegungsart das Höhensteuer zum Seitensteuer wird, hat ein Anziehen des Höhensteuers nur eine Beschleunigung der drehenden Bewegung zur

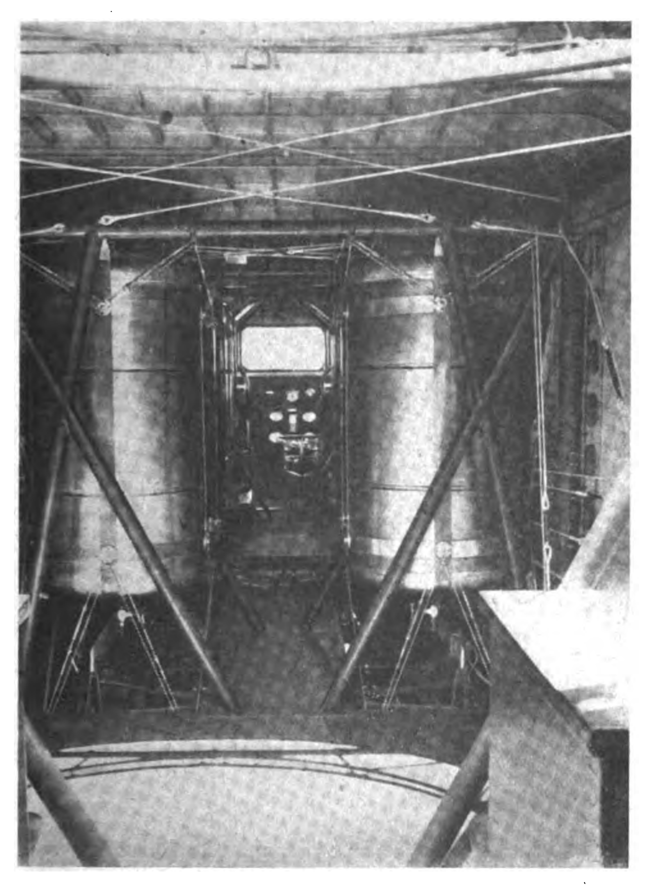


Fig. 24.
Die Benzintanks im Rumpf eines Staakener R-Flugzeugs. Getrennte Unterbringung der Motoren und Tanks. Verminderte Brandgefahr.

Folge. Es gibt zwei Mittel, die Maschine in diesen Fällen zu beruhigen. Entweder läßt man die Steuer los, so daß eine automatisch stabile Maschine Gelegenheit hat, sich selbsttätig wieder zu fangen, oder man läßt durch Tiefensteuergeben und Geradeausstellen des Seitensteuers die Maschine zum fast senkrechten Sturzflug kommen. Aus diesem ist es dann durch ganz allmähliches Anziehen des Höhensteuers bei den meisten Maschinen möglich, sie langsam wieder aufzurichten. Gelingt dies nicht, so kann man durch Seitensteuergeben ein seitliches Fangen der Maschine erreichen, wobei die Querlage durch Verwindung hergestellt wird. Voraussetzung für das Gelingen des Fangens einer Maschine bei Stürzen ist stets, daß man über genügend Flughöhe verfügt. Daher sind beim Kurven in geringer Höhe besonders häufig Abstürze vorgekommen. Kann man also nicht seine volle Aufmerksamkeit auf die Maschine richten und verfügt man nicht mehr über eine Kraftreserve der Maschine, so ist von einem Kurven in geringer Höhe im allgemeinen, und besonders für den Anfänger, abzuraten. Die Veranlassung liegt hierzu leicht bei Notlandungen vor, wenn man in geringer Höhe noch ein anderes Geländestück erreichen möchte als das vorher beabsichtigte. Die Folgen sind erfahrungsgemäß sehr oft noch weniger angenehm gewesen, als hätte der betreffende Flugzeugführer gerade voraus Bruch gemacht. Ein gewisser Teil von Unfällen ereignet sich auch beim Landen. Neben falschem Abfangen kommen besonders Landungen mit Seitenwind in Betracht, bei denen durch Zerstören der Räder infolge der seitlichen Bewegung der Maschine die Gefahr zu seitlichen Überschlägen vorliegt. Geeignete Kennzeichen für die Windrichtung sowie Übung darin, auch ohne diese am Verhalten des Flugzeugs die Windrichtung festzustellen, sind hier das beste Vorbeugungsmittel.

Auf eine weitere Herabsetzung des jetzt bereits erstaunlich geringen Gefahrenmomentes beim Fliegen ist Wert zu legen. Je geringer die Gefahrenmöglichkeiten beim Flugzeug sein werden, um so eher wird es sich einmal einer allgemeineren Beliebtheit erfreuen können. Zur richtigen Beurteilung der Frage nach der Gefährlichkeit des Fliegens muß noch darauf hingewiesen werden, daß es selbst aus solchen Situationen bei geeignetem Verhalten möglich ist, mit einigermaßen heiler Haut davonzukommen, die auf den ersten Blick völlig aussichtslos erscheinen. Als Beispiel hierfür sei erwähnt, daß es möglich gewesen ist, aus etwa 1000 m Höhe mit einem Jagdflugzeug, das sich durch besondere Sturzflugfähigkeit auszeichnete, mit brennendem Tankinhalt, der vor dem Führer lag, und unter gleichzeitigem Explodieren der Maschinengewehrmunition ohne Fallschirm zur Erde zu gelangen und die Maschine noch abzufangen und zwecks schnellster Befreiung von ihr sie zum Überschlagen zu bringen, ohne hierbei nicht mehr am Leben zu bleiben.

Vom sportlich betriebenen Fliegen.

Wenn man vom Flugsport redet, muß man, um nicht mißverstanden zu werden, stets zunächst hervorheben, daß infolge der zahlreichen und verschiedensten Eigenarten der Fliegerei die Fälle stets verhältnismäßig einzeln bleiben werden, in denen wirklich Flugsport betrieben wird. Daß der Flugsport in seiner Ausübung jemals Allgemeingut wird, ist ebensowenig zu erwarten, wie der Ballonsport, der Kraftwagensport, der Segelsport und der Pferdesport Allgemeingut haben werden können. Mit diesen Sportarten lassen sich beim Flugsport eine große Reihe Parallelen ziehen. Bei geeignetem Ausbau kann es aber sicher gelingen, dem Flugsport wenigstens ein allgemeines Interesse zu erkämpfen und von diesem dann eine Förderung für den Flugsport und damit das Flugwesen zu erzielen. Hauptsächlich wird zu unterscheiden sein, ob sich jemand dem Flugsport widmet, ohne dabei an die Öffentlichkeit zu treten, ohne sich mit einer größeren Anzahl Interessengenossen zusammenzuschließen, und entsprechend die Unkosten allein trägt, oder ob es sich um öffentliche oder Vereinsveranstaltungen handelt, bei denen die Kosten von allen Beteiligten gemeinsam getragen werden. Während die rein private Ausübung des Fliegens als Sport mit so erheblichen finanziellen Opfern verknüpft ist, daß nur in sehr vereinzelten Fällen mit einem solchen Flugsport gerechnet werden kann, und infolgedessen dieser zweifelsohne für die Beteiligten allerdings weit über jeder anderen Art fliegerischer Betätigung stehende Flugsport fast stets auf Mäcenatentum angewiesen sein wird, erscheint es heute unter Vergleichnahme des früher von Vereinen betriebenen Ballonsportes als durchaus möglich, daß in ähnlicher Weise Vereine einer Anzahl ihrer Anhänger eine flugsportliche Betätigung ermöglichen, ohne daß die Kosten für den einzelnen aller Beteiligten eine besondere Höhe zu erreichen brauchten. Ebensowenig, wie der Flugsport berechtigt ist, den Ballonsport zu verdrängen, erscheint es heute berechtigt und erforderlich, den Flugsport in den einzelnen Vereinen dem Ballonsport mindestens gleichzustellen. Die Entwicklung hatte hier in manchen Punkten bereits in den letzten Friedensjahren günstig eingesetzt, wobei allerdings darauf hingewiesen werden muß, daß damals im Flugsport ein Beruf gesucht wurde, während dies heute im allgemeinen in der gleichen Weise nicht mehr der Fall wäre, wie vor dem Kriege berufsmäßige Ballonfahrer an Zahl bereits weit hinter denen zurückstanden, die das Ballonfahren als Sport betrieben. Die an manchen Stellen bereits begonnenen Vorarbeiten sowie die an zahlreichen Stellen vorhandenen Sympathien für einen derartigen Flugsport lassen einen in diesem Punkte gern in die Zukunft blicken. Mit Rücksicht auf die Eigenarten der Materie können diese Vorarbeiten allerorts gar nicht früh und intensiv genug begonnen werden, um zur rechten Stunde bereit zu sein. (Fortsetzung folgt.)

Bücher-Besprechungen.

Kleines Hilfsbuch für Flieger und Freunde des Flugwesens. Von R. Thebis und Dr. H. Haeder. Verlag: O. Haeder, Wiesbaden. 48 S. Preis M. 3,50.



Funken aus der Luftwaffen-Schmiede. Von Siegert, Oberstleutnant a. D. und ehemaligem Inspekteur der Fliegertruppen. Preußische Verlagsanstalt, Berlin SW. 68. Preis geheftet M. 7,50.

Ein Buch von überaus eigenartigem Inhalt liegt in diesem Werk vor uns, das vom Standpunkt der Unterhaltung als höchst spannend bezeichnet werden kann und außerdem den Sachverständigen, der an die Zukunft der Luftfahrt unerschütterlich glaubt, mit zündendem Optimismus durchdringen muß. Der Verfasser führt uns teils mit Humor, teils mit Satire, dann wieder auch mit ernster Sachlichkeit von den Zweifeln in der Vergangenheit über bureaukratische Engherzigkeit hinweg zu dem kühnen Wagemut, den während des Krieges draußen die tapfern Luftfahrer selbst, zu Hause die unermüdlich arbeitenden Konstrukteure betätigt haben. Einige Seitenhiebe fallen auf diplomatische Absonderlichkeiten, aber weder diese, noch der heilige Bureaukratius können die glänzenden Errungenschaften zunichte machen, die während des Krieges erreicht wurden, und die uns vom Verfasser so herrlich vorgeführt werden. Aber auch mit tiefer Wehmut gedenkt der Verfasser des jähen Absturzes, der seine beste Beleuchtung in dem Artikel Nr. 26 »Vogelfrei?« findet. Daran schließt sich aber ebenso schnell die größte Hoffnungsfreudigkeit mit Ausblick in die Zukunft, und schließlich klingt das Buch aus in eine Apotheose unserer drei berühmtesten Flieger Immelmann, Bölcke und Richthofen.

Manchmal haut der Herr Verfasser aber auch in seiner Begeisterung und seinem Eintreten für die Fliegerwaffe etwas daneben. Auf Seite 13 beklagt er sich, daß weder die Flieger, noch Luftschiffer, noch Flugabwehrtruppen in der Kabinettsorder vom 1. August 1918 beim Rückblick auf die vier verflossenen Kriegsjahre erwähnt werden. Sachlich trifft das insofern nicht zu, als diese Truppenteile ja auch zu dem erwähnten »Heere« gehören, da wir organisationsmäßig eine besondere Luftflotte nicht besaßen. Man sollte aber meinen, daß die Flieger wahrlich an äußeren Ehrungen nicht zu kurz gekommen sind, sehr oft zum berechtigten Neide der anderen Waffen. In dem Exerzier-Reglement für die Infanterie, mit dem wir in den Krieg gegangen sind, hieß es an einer schönen Stelle: »Die Infanterie hat die ganze Schwere des Kampfes zu tragen, dafür winkt ihr auch der höchste Ruhm«. Der erste Teil dieses Satzes traf wahrlich zu; denn sie hatte nicht nur die Schwere des Kampfes, sondern auch die Gesamtheit der Schwere seelischer Eindrücke des Schlachtfeldes an sich zu ertragen, und zwar dauernd ohne Unterbrechung. Der höchste Ruhm aber winkte ihr nie; der winkte nur der Luftwaffe.

Nicht ganz klar sind die Erörterungen des Herrn Verfassers über den »sogenannten Grund« zu unserer Kriegserklärung an Frankreich, den ja bekanntlich einige in dem vermeintlichen Bombenabwerfen über Wesel, Nürnberg und einigen anderen Städten erblicken wollen. Es dürfte besser sein, auch nach dem Kriege solche Erörterungen zu unterlassen, besonders wenn man bei nötigem bösen Willen herauslesen kann, als ob von uns der Krieg leichtfertig Frankreich gegenüber erklärt worden wäre. Überhaupt sollte man vielmehr betonen, in Anbetracht auch gerade der feindlichen Noten der letzten Zeit, daß wir, wie es auch den Tatsachen entspricht, keine Schuld am Kriege haben. Das sollte auch bei allen Verhandlungen mit Ententevertretern noch vielmehr zum Ausdruck kommen und nicht die Hoffnung, als ob man durch Kotaus vor den Ententekommissionen alle möglichen Milderungen des Friedensvertrages erreichen könnte. Das Gegenteil dürfte bisher erwiesen sein, und für die, die es immer noch nicht glauben, möchte ich am Schluß dieser Betrachtung das vom Herrn Verfasser an anderer Stelle angeführte Zitat setzen:

»Mich dünkt, ich hör' ein ganzes Chor
von 100 000 Narren sprechen.«

Funk.

Leitfaden für Azetylenschweißer. Von Ingenieur Th. Kautny. 4. verbesserte Auflage (19. bis 23. Tausend). Halle a. S. 1919, Verlag: Carl Marhold. 8°. Mit 156 Abb. Preis geb. M. 4.

Das Werkchen ist als Einführung in das Gebiet der autogenen Metallbearbeitungsverfahren gedacht. Es behandelt in belehrender, ausführlicher Weise die verschiedenen Apparate, Materialien und Arbeitsvorgänge und bringt für den Fachmann wie besonders für den Laien einige theoretische Erklärungen und viele praktische Winke. Die Technik der autogenen Schweißung des Eisens wird entsprechend ihrer Wichtigkeit und ihrer weitverzweigten Ausdehnung eingehend behandelt. Übersichtliche Skizzen und metallographische Ätzbilder veranschaulichen die beschriebenen Vorgänge. Als Abschluß des Werkes wird auf die Verwendung des Verfahrens für andere Metalle, z. B. Kupfer, Aluminium, Nickel, hingewiesen.

Münzel.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen
Geschäftsstelle: Berlin W. 35 Schöneberger Ufer 40, pt.
Fernsprecher: Amt Lützow 6508.

1. Ein ausführlicher Bericht über die Tagung der V. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der W. G. L. vom 9. bis 11. Dezember 1919 in Berlin, Flugverbandhaus, wird im Heft 3 dieser Zeitschrift erscheinen.

2. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Dipl.-Ing. K. Lanz, Charlottenburg, Bismarckstr. 99.
W. de le Roi, Berlin W., Kurfürstendamm 186.
Kfm. Karl Götte, Berlin-Wilmersdorf, Zähringerstr. 29.
Dipl.-Ing. Friedrich Popp, Dessau, Herzogsallee 40.
Dipl.-Ing. Fetting, Adlershof, Adlergestell 18/I.
Amtsgerichtsrat Dr. Erich Schubart, Charlottenburg, Fredericiastr. 7.
Kap. z. S. Hans Karl von Schlick, Direktor der Luft-Verkehrs-Gesellschaft, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 27.
Dipl.-Ing. Heinz Tempel, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.
Dipl.-Ing. Richard Bethge, Charlottenburg, Küstrinerstraße 12a.
Oblt. Baeumker, Berlin-Halensee, Nestorstr. 53/I.
Hauptmann Hugo Geyer, Charlottenburg 9, Kastanienallee 23/II.
Ing. Paul Jaray, Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen a. B., Hindenburgstr. 4.
Ing. Fr. Reichardt, Hennigsdorf b. Berlin, Parkstraße 2.
Marinebaumeister a. D. Gotthold Baatz, Chefkonstrukteur der Luft-Fahrzeug-Ges. m. b. H., Abt. Seeflugzeugbau, Stralsund, Frankendamm 39 E.
Hauptmann Student, Berlin-Pankow, Florastr. 89/I.
Prof. Dr.-Ing. Gabriel Becker, Charlottenburg, Stülpnagelstr. 20.
Dipl.-Ing. Willy Unger, Berlin O. 17, Gr. Frankfurterstraße 6.
Generaldirektor Kommerzienrat Colsmann, Flugzeugbau Friedrichshafen, Friedrichshafen a. B.
Oblt. Homburg, Berlin W. 15, Pfalzburgerstr. 3.
Regbmstr. Proschwitzky, Berlin N. 31, Bernauerstraße 22/I.
Direktor Kurt Baßler, Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Lokomotivfabrik, Hennigsdorf b. Berlin.
Dipl.-Ing. Otto Enoch, Charlottenburg, Knesebeckstraße 85/III.
Dietrich Frhr. von Lentz, Berlin W. 35, Potsdamer Privatstr. 121c.
Dr.-Ing. Schmiedel, Berlin W. 62, Kleiststr. 18.
Prokurist Wronsky, Lankwitz, Bruchwitzstr. 4.
Dr. jur. Hermann Döring, Berlin-Wilmersdorf, Markgraf Albrechtstr. 13/I.
Dr. jur. von Rieben, Berlin NW. 7, Sommerstr. 4.
Hauptmann Mackenthun, Berlin W., Tiergartenstraße 22.

3. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unserm Mitglied, Dr. Kurt Wegener, Hamburg, ist der Professortitel verliehen worden.

4. Adressenänderungen:

Gustav Lilienthal, Gr.-Lichterfelde, Marthastr. 5.

5. Verstorben:

Generalmajor Oschmann, Berlin-Steglitz.
Geh. Oberbaurat Reitz, Berlin-Halensee.

Die Geschäftsstelle.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Die Luftverkehrslinien des Britischen Reichs. Die Beratungskommission für Zivilluftfahrt (Advisory Committee on Civil Aviation) beschäftigt sich eingehend mit der Prüfung der künftigen Luftverkehrslinien. Als solche kommt hauptsächlich die Strecke Ägypten—Indien in Betracht.

Die Kommission bringt folgende Vorschläge:

1. baldmögliche Einrichtung der Luftverkehrsstrecke Ägypten—Indien,
2. Aufrechterhaltung des Betriebes durch Privatunternehmen mit Unterstützung des Staates,
3. Berechnung der voraussichtlichen Kosten,
4. Überlassung eines Teil der überflüssigen Militärflugzeuge der R. A. F. an das Zivilluftamt für den Kolonialluftdienst. (»The Times«, London, 10. 12. 19.) AF. **32.**

Luftdienst London—Paris. Übersichtstabelle des Luftpostdienstes der Airco- und Bréguet-Flugzeuge vom 24. bis 29. Nov. 1919:

Datum	Typ	Zuladung bzw. Passagiere	ab Hounslow	an Paris	ab Paris	an Hounslow
24. Nov.	D. H. 4a	Post	12,45 nm.	3,10 nm.	—	—
	D. H. 16	2 & Post	—	—	12,30 nm.	3,00 nm.
25. Nov.	D. H. 16	3 & Post	12,45 nm.	2,55 nm.	—	—
	D. H. 9	1 Pass.	—	—	12,30 nm.	2,50 nm.
	Bréguet	Post	—	—	—	3,50 nm.
26. Nov.	D. H. 16	2 Pass.	12,45 nm.	2,55 nm.	—	—
	D. H. 4a	Post	—	—	—	—
27. Nov.	D. H. 4a	2 Pass.	12,50 nm.	3,00 nm.	12,30 nm.	Wegen Nebels beide in Penshurst gelandet
	D. H. 16	1 & Post	—	—	12,30 nm.	
28. Nov.	D. H. 16	1 & Post	Dichter Nebel	—	—	In Lympne gelandet
	D. H. 4a	2 & Post	12,30 nm.	In Wimereaux gelandet	—	Vergaserstörung
29. Nov.	D. H. 9	1 Mechan.	12,40 nm.	—	—	—
	Bréguet	Post	—	3,30 nm.	—	3,30 nm.

Vom 1. Mai bis 20. November 1919 hat der Handley-Page-Luftdienst 3895 Passagiere und 12457,9 kg Fracht befördert. Die zurückgelegte Gesamtkilometerzahl beträgt 80705,35 km. Die Flüge wurden häufig unter den denkbar ungünstigsten Witterungsverhältnissen ohne einen einzigen ernstlichen Unfall ausgeführt. (»The Aeroplane«, Nr. 23, London, 3. Dez. 19.) AF. **1.**

Das Luftderby rund um die Welt. Der Präsident des Aero-Clubs von Amerika teilt mit, daß das Luftderby rund um die Welt, das am 4. 7. 1920 beginnt, voraussichtlich 6 Monate dauern wird. Die Bewerber müssen stets zwischen 60° nördl. und 15° südl. Breite fliegen.

Nachdem die ersten 50 Meilen (= 80,45 km) in der Luft zurückgelegt sind, ist es jedem Bewerber freigestellt, die Umkreisung der Erde mit dem Fortbewegungsmittel fortzusetzen, das er für das schnellste hält.

Der erste Preis wird naturgemäß demjenigen zugesprochen, der die größte Strecke in der Luft zurückgelegt hat. (L'Auto, Paris, 18. 12. 19.) AF. **1.**

Luftverkehr nach Australien. Kapitän Ross Smith — der Sieger des Australienflugs — macht den Vorschlag, einen Handelsluftverkehr zwischen England und Australien mit Zwischenstationen in Cairo, Kalkutta und Singapur einzurichten. Von Kalkutta an empfiehlt er die Benutzung von Wasserflugzeugen. (»The Times«, London, 16. Dez. 19.) AF. **1.**

Britische Luftfahrt-Unternehmungen in Prag. Die Airco-Gesellschaft beabsichtigt demnächst im Verein mit der »Tschechischen Avionsgesellschaft« eine Zweigstelle in Prag zu gründen. Zwei Drittel der Aktien werden sich in tschechischen Händen befinden und ein Drittel in englischen.

Im Laufe der nächsten Monate soll eine große Fabrik für den Bau von Airco-Flugzeugen in Prags Vorstadt errichtet werden; die Rolls-Royce-Motoren, mit denen diese Flugzeuge ausgestattet werden, liefert eine andere Fabrik am selben Orte. Die Lieferung der ersten 12 Apparate, mit denen der Luftverkehr in der Tschechoslowakei in einigen Wochen eröffnet werden soll, wird aus England erwartet. (»Aeronautics«, Nr. 320, London, 4. Dez. 19.) AF. **1.**

Die „Dansk Luft-Ekspres Aktieselskab Carlsen", Kopenhagen, hat die Erlaubnis zur Einrichtung eines regelmäßigen direkten Flugverkehrs Kopenhagen—Berlin, subsidiär Kopenhagen—Warnemünde, ev. Kopenhagen—Hamburg bzw. Kiel oder Femarn, nebst Erlaubnis zur Zwischenlandung in Warnemünde nachgesucht.

Nach Berichten der Deutschen Gesandtschaft in Kopenhagen hat die Königl. Dänische Regierung die Genehmigung nicht erteilt, so daß diese Luftverkehrsstrecke nicht konzessioniert worden ist. (Sonderbericht.) AF. **1.**

Wettbewerbe.

Die Bedingungen für den Michelin- (500000 Frs.) Preis. Start von irgendeinem Punkte aus, der in einem Umkreis von 10 km rings um das Schloß von Versailles liegt, um die Kathedrale von Reims herumfliegen und in weniger als 1 Std. 15 Min. zum Start zurückkehren, so daß der Apparat zum allerwenigsten eine Geschwindigkeit von 200 km/h erreicht hat.

Alsdann muß der Apparat an dieser Stelle senkrecht aufsteigen und (unter Beibehaltung der normalen Fluglage) in einer Höhe, die 100 m nicht überschreitet, in einer Stunde mindestens 10 km ohne Zwischenlandung durchfliegen, wobei er sich an der inneren Seite des Umfangs eines gleichseitigen Dreiecks von 3,6 km Seitenlänge halten muß. (Die Wendungen müssen innerhalb der Winkel des Dreiecks ausgeführt werden.)

Die Landung muß ebenfalls in normaler Fluglage vor sich gehen und ohne irgendwelche ernstere Beschädigung des Apparates, der von dem Augenblick ab, wo irgendeiner seiner Teile den Boden berührt hat und bremst, nur noch 5 m ausrollen darf.

Grob ausgedrückt, muß der Apparat folgende Bedingungen erfüllen:

1. er muß eine Geschwindigkeit von über 200 km/h haben,
2. er muß mit einer Geschwindigkeit von 10 km/h fliegen können,
3. er muß in einem Umkreis von 5 m landen können, ohne Bruch zu machen.

Der Preis ist nur für französische Flieger ausgeschrieben. Die Bedingungen müssen vor dem 1. Oktober 1930 erfüllt sein. (»Le Journal«, Paris, 17. 12. 19.) AF. **32.**

»Grand Écart«. Die Zeitung l'Auto-Paris hat eine Idee des Marquis Dion, der bereits vor 10 Jahren die Notwendigkeit der Herabminderung der Landungsgeschwindigkeit betont hatte, wieder aufgegriffen und veranstaltet im April 1920 den sog. »Concours du Grand Écart« unter folgenden Bedingungen:

§ 1. Die Zeitung L'Auto veranstaltet im April 1920 einen Wettbewerb, genannt »Grand Écart«, für Flugmaschinen aller Systeme, die schwerer sind als die Luft.

§ 2. Der Wettbewerb ist für Konstrukteure offen, die sich mit soviel Apparaten beteiligen können, wie sie wünschen.

§ 3. Der Wettbewerb wird wie folgt ausgetragen:

a) Prüfung der Höchstgeschwindigkeit.

Auf dem ausgesuchten Platz, der überdies besonders kenntlich gemacht wird, wird mit Hilfe von Masten eine Entfernung von 1 km in gerader Linie abgesteckt. Die am Wettbewerb teilnehmenden Flugzeuge müssen diese Entfernung einmal hin und zurück mit ihrer Höchstgeschwindigkeit durchmessen. Nachdem diese beiden Zeiten gemessen sind, wird die mittlere km-Zeit errechnet, wobei die Windgeschwindigkeit in dem Augenblick des Abflugs mit dem Windmesser festgestellt und entsprechend berücksichtigt wird.

Der Flug muß horizontal sein.

b) Prüfung der Mindestgeschwindigkeit:

Unter denselben Bedingungen wie unter a) werden die Messungen am gleichen Apparat vorgenommen, der horizontal mit seiner Mindestgeschwindigkeit fliegt.

Wenn t die mittlere km-Zeit der Höchstgeschwindigkeit und T die mittlere km-Zeit der Mindestgeschwindigkeit ist, so ergibt sich die Beurteilung der Apparate aus dem Wert des Verhältnisses $\frac{T}{t}$.



§ 4. Jeder am Wettbewerb teilnehmende Apparat hat das Recht, drei verschiedene Versuche zu machen, die nicht am gleichen Tage stattzufinden brauchen.

§ 5. Bei beiden Prüfungen (Höchst- und Mindestgeschwindigkeit) müssen die Apparate absolut unverändert bleiben und dieselbe Nutzlast tragen.

Um die Fluggeschwindigkeit zu ändern, darf der Führer sich nur der Steuerung, des Motors oder des Apparates bedienen.

§ 6. Nennungen sind an die Zeitung l'Auto, Paris, Faubourg Montmartre 10 zu richten.

Das Nenngeld beträgt pro Apparat 500 Frs.

Nennungsschluß: 31. März 1920. (Auszug aus »l'Auto«, Paris, 19. 12. 19.) AF 1.

Flugzeug-Wettbewerbe in Antwerpen 1920. Wasserflugzeug-Wettbewerb (2. Hälfte des Juli).

Allgemeines. Die Wettbewerbe zerfallen in allgemeine und besondere Wettbewerbe. Die Apparate, die an ihnen teilnehmen, werden in zwei Klassen eingeteilt.

Die erste Klasse umfaßt die Wasserflugzeuge, deren Hauptkennzeichen die Schnelligkeit,

die zweite Klasse die, deren Haupteigentümlichkeit große Nutzlast ist.

I. Besondere Wettbewerbe.
   a) Dauerwettbewerb,
   b) Schnelligkeitswettbewerb,
   c) Sicherheits- und Schwimmfähigkeitswettbewerb.

II. Allgemeine Wettbewerbe.
   A. Allgemeiner Wettbewerb der Kolonial-Wasserflugzeuge der ersten Klasse (s. oben).
   Beurteilung nach der Gesamtpunktzahl, die in den besonderen Wettbewerben erreicht wurde, bezüglich
   a) Dauerleistung,
   b) Schnelligkeit,
   c) Sicherheit im Fluge und Manövrierfähigkeit auf dem Wasser.
   Nennung 6 Wochen vor Eröffnung des Wettbewerbs.
   Preis:
   1. Jacobs-Pokal, internationaler Ehrenpreis nur für Wasserflugzeug-Wettbewerbe,
   2. Ankauf des siegreichen Apparates.
   B. Allgemeiner Wettbewerb der Kolonial-Wasserflugzeuge der 2. Klasse (s. oben).
   Beurteilung und Nennung wie unter A.
   Preis:
   1. Pokal des Königs Albert, internationaler Ehrenpreis,
   2. Ankauf des siegreichen Flugzeuges.

(»L'Auto«, Paris, 23. 12. 19.) AF. 1.

Amerika.

Argentinien. Zwischen Buenos Aires und Montevideo ist von Mitgliedern der französischen »Luftfahrt-Mission« ein regelmäßiger Luftverkehr eröffnet worden. (»The Times«, London, 13. 12. 19.) AF. 32.

Das Militärkomitee hat einstimmig die Summe von Doll. 15000000 für den Bau von Armee-Flugzeugen bewilligt. Es sollen damit in erster Reihe die Kosten der Einrichtung von Militär-Luftstraßen nach Panama, Alaska und ev. auch nach Asien bestritten werden. Die Pläne dieser Routen sind von dem Sekretär Baker und dem Brigadegeneral Mitchell entworfen worden.

Der Gesamtbetrag der Bewilligung für Konstruktionszwecke beträgt nun Doll. 24000000. Davon sollen 200 Jagd-, 200 Bomben- und 200 Versuchs-Jagdflugzeuge gebaut werden. Für die Bombenflugzeuge sind 300 PS-Hispano-Suiza-Motoren und für die übrigen Liberty-Motoren bestimmt. (»The Aeroplane«, Nr. 23, 6. Dez. 19.) AF. 1.

Argentinien. Aus Buenos Aires wird gemeldet, daß die französische Luftfahrt-Mission eine erfolgreiche Tätigkeit entwickelt. Dreimal wöchentlich werden Passagierflüge in Farman- und Bréguet-Limousinen ausgeführt. Bis zum 22. November sind 250 Passagiere in Flugzeugen und 400 in Gleitflugzeugen geflogen. (Es ist anzunehmen, daß hier Flugboote gemeint sind.)

Außerdem befaßt sich die Luftfahrt-Mission mit der Anlage von Luftverkehrsstraßen über das ganze Land. (»The Aeroplane«, Nr. 23, London, 3. Dez. 19.) AF. 1.

Brasilien. Eine italienische Gesellschaft beabsichtigt, einen Luftverkehr zwischen Rio Grande do Sul und dem Amazonenstrom einzurichten.

Der brasilianische Aero-Club hat die Schwierigkeiten erkannt, die durch das Fehlen einer einheitlichen aeronautischen Fachsprache entstehen. Jeder Flieger bringt die Ausdrücke des betreffenden Landes, in dem er ausgebildet worden ist, zur Anwendung, was zu mancherlei Mißverständnissen führt. Es ist daher ein Komitee gebildet worden, das sich mit der Zusammenstellung eines Wörterbuches für fachtechnische Ausdrücke befassen wird. (»The Aeroplane«, Nr. 23, London, 3. Dez. 19.) AF. 1.

Britisches Reich.

Die Zukunft der R. A. F. Sir Hugh Trenchard bringt einige Vorschläge für die künftige Organisation und Verteilung der R. A. F.

In Ägypten müßten 7 Fliegerstaffeln dauernd stationiert werden, auf Malta eine kleine Wasserflugzeugstaffel.

Für die vereinigten Königreiche würde außer den dem Heer und der Flotte angeschlossenen Luftkräften 4 Staffeln ausreichend sein.

Da die Kosten der Erhaltung einer größeren Anzahl von Luftschiffen für den Frieden nicht bewilligt sind, meint Sir Trenchard, daß ein Hafen (Howden) mit einem starren und zwei unstarren Luftschiffen genügen würde. (»The Sunday Times«, London, 14. 12. 19.) AF. 32.

Der Beratende Ausschuß für Zivilluftfahrt, der das Projekt für die kaiserlichen Luftstraßen entworfen hat, besteht aus Lord Weir, Sir Stevenson, Oberst Moore-Brabazon, Rougemont, White-Smith, Bairstow, Sir Trenchard, General Sykes, Sir Robinson, Bertram.

Seine erste Darlegung hat lediglich die Verwendung von Flugzeugen vorgesehen, und zwar ist die Einrichtung von Luftverkehrstraßen nach Kanada, Neufundland, Südafrika, Indien, Australien, Neu-Seeland und Ägypten in Aussicht genommen.

Der Ausschuß hält es für angebracht, sich zu Beginn nur mit der Instandsetzung und Verwertung einer Hauptluftstraße zu befassen; als solche käme ohne Zweifel die Linie nach Indien und von dort weiter nach Australien in Betracht. Erst danach können weitere Pläne und Unternehmen in Angriff genommen werden.

Eine Verwendung und Verwertung der R. A. F.-Staffeln ist vom Ausschuß nach reiflicher Überlegung abgelehnt worden, da schwere Bedenken gegen eine Benutzung der R. A. F. für zivile Zwecke vorliegen; dagegen ist eine Unterstützung von seiten des Staates durchaus erforderlich, und zwar in Form der Unterstützung von Privatunternehmen durch Bekanntgabe meteorologischer und drahtloser Nachrichten sowie durch Einrichten und Instandhalten von Flug- und Landeplätzen. (»Modern Transport«, London, 13. 12. 1919.) AF. 1.

General Seelys Warnung. General Seely verweist auf die kürzlich erschienene Veröffentlichung einer deutschen Fachzeitschrift, in welcher zum Ausdruck gebracht wird, daß Deutschland sich trotz aller erlittenen Niederlagen bezüglich der Luftfahrt noch an erster Stelle fühlt und eine Überflügelung der Ententeländer auf diesem Gebiet für ausgeschlossen hält.

Im Anschluß daran warnt General Seely auf das eindringlichste vor einer Unterschätzung des besiegten Gegners, der eines Tages auf dem Luftweg sehr wohl Not und Verderben über England bringen kann. (»The Times«, London, 23. 12. 19.) AF. 1.

Einfuhr und Ausfuhr 1918/1919 von Flugzeugen, Luftschiffen, Ballonen und deren Bestandteilen:

	Einfuhr		Ausfuhr		Wiederausfuhr	
	1918 Pf. St.	1919 Pf. St.	1918 Pf. St.	1919 Pf. St.	1918 Pf. St.	1919 Pf. St.
Januar	49.402	555.989	24.765	57.571	—	—
Februar	51.941	453.822	13.545	57.972	—	—
März	47.930	764.424	11.451	72.716	1.000	400
April	33.342	97.662	10.815	25.433	—	—
Mai	942.866	136.631	67.224	38.428	—	—
Juni	864.296	1.410	35.658	41.526	—	—
Juli	—	—	—	—	—	—
August	566.137	67.292	71.503	60.581	—	—
September	505.160	172.192	8.033	65.349	100	—
Oktober	294.835	132.243	9.166	87.635	—	500
	3355.909	2321.565	252.160	507.211	1.100	900

(»Flight«, Nr. 569, London, 20. 11. 19.) AF. 32.

Überladung. Es ist nicht leicht zu entscheiden, wann ein Flugzeug als überladen anzusehen ist, da das ganz von der Bauart und Leistung abhängt.

Jedenfalls scheint es angebracht, das Eigengewicht eines Flugzeuges auf das zur Sicherheit erforderliche Mindestmaß zu beschränken. Das Luftministerium hat eine bestimmte Norm für die Baufestigkeit eines Flugzeuges vorgeschrieben, die jedenfalls zu hoch scheint, wenn man in Betracht zieht, daß weit mehr Unfälle durch Überladung verursacht werden als durch das Zerbrechen in der Luft. (Aeronautics, Bd. 17, 27. Nov. 19.) AF. 32.

Die Zeitschrift Aeroplane (London WC 2, Carcy Street 61), teilt mit, daß sie bereit ist, alle Veröffentlichungen von deutscher Seite mit dem halben Preise solange zu berechnen, als der jetzige unvorteilhafte Stand der Valuta bestehen bleibt. (Sonderbericht.) AF. 32.



Deutschland.

Englische Beurteilung der wirtschaftlichen Lage Deutschlands. In einem Artikel des »Economist«, der sich mit den gegenwärtigen deutschen Wirtschaftsverhältnissen beschäftigt, wird u. a. gesagt: »Daß Deutschland sich erholen wird, ist für uns kein Zweifel, daß aber die Erholung auch im Interesse Europas liegt, ist ebenfalls zweifellos. Der Weg wird lang und dornig sein, und selbst die Allerfleißigsten werden recht wunde Füße bekommen, bevor das Ende erreicht ist — — —« (»Der Arbeitgeber«, Berlin, Nr. 24, 15. 12. 19.) AF. 32.

Eine Protestversammlung gegen das Betriebsrätegesetz, veranstaltet am 11. Dezember in Berlin vom Reichsverband der Deutschen Industrie und der Vereinigung der Deutschen Arbeitgeberverbände und aus allen deutschen Industriebezirken zahlreich besucht, beschloß folgende Erklärung:

Die Kommissionsbeschlüsse zum Entwurf des Betriebsrätegesetzes haben die deutsche Industrie in den wesentlichsten Punkten enttäuscht. Ihre warnende Stimme ist ungehört verhallt. Die große Zahl von Telegrammen aus allen Industriebezirken des Reiches, ebenso wie der Verlauf der heutigen Kundgebung beweist, daß die deutsche Industrie den Gesetzentwurf in der Kommissionsfassung einmütig ablehnt und gegen seine unter dem Drucke einer politischen Zwangslage überstürzte Verabschiedung entschieden protestiert. Die deutsche Industrie erneut ihren Einspruch besonders gegen den Zwang der Bilanzvorlegung und den Versuch, hierbei die Interessen der kleinen Betriebe unter Opferung der größeren von den Gesamtinteressen der Industrie abzusondern. Die Industrie ist in der Ablehnung der Bilanzvorlage solidarisch. Ebenso verwirft sie den Eintritt von Sondervertretern des Betriebsrats in den Aufsichtsrat, sowie das Mitbestimmungsrecht bei Einstellungen und Entlassungen auch in der jetzigen abgeschwächten Form.

Die deutsche Industrie, die trotz schwerer Bedenken von vornherein im Interesse des Gedankens der Arbeitsgemeinschaft zur Mitarbeit bei diesem Entwurf bereit war, muß nunmehr das Ergebnis der Kommissionsberatungen auf das entschiedenste ablehnen.

In letzter Stunde und mit aller Entschiedenheit fordert daher die deutsche Industrie die Nationalversammlung auf, das schwer daniederliegende deutsche Wirtschaftsleben vor unnötiger weiterer Schädigung zu bewahren.

Da die verfassunggebende Nationalversammlung nicht zur Verabschiedung eines solchen Sondergesetzes gewählt ist, und da die rein politische Behandlung wirtschaftlicher Gesetze gerade in diesem Falle zu ganz offensichtlichen Schwierigkeiten führt, verlangt die deutsche Industrie die Überweisung der Gesetzesvorlage an den Reichswirtschaftsrat.

Für den Fall, daß der Entwurf dennoch ohne Berücksichtigung unserer Forderungen von der Nationalversammlung verabschiedet werden sollte, beauftragt die Versammlung schon jetzt die Leitung des Reichsverbandes der Deutschen Industrie und der Vereinigung der Deutschen Arbeitgeberverbände einen Aktionsausschuß mit weitestgehenden Vollmachten einzusetzen, dem es obliegt, die Interessen der Unternehmer bei der Durchführung des Gesetzes mit allen gesetzlichen Mitteln rücksichtslos zu wahren. (Schrb. d. Reichsverb. d. Dt. Ind. v. 13. 12. 19.) AF. 32.

Frankreich.

365 km/h Geschwindigkeit. Der Flieger Sadi Lecointe hat am 15. 12. auf dem Flugfeld der Luftfahrtechnischen Sektion in Villacoublay Geschwindigkeitsversuche angestellt, wobei durch einen Herren dieser Sektion eine genaue Kontrolle ausgeübt wurde. Sadi Lecointe durchflog 1 km mit einer Schnelligkeit von 307,225 km/h. Während einiger Flugsekunden erreichte der Flieger die erstaunliche Geschwindigkeit von 364,555 km/h. (»Le Journal«, Paris, 17. 12. 19.) AF. 32.

Man beschäftigt sich zurzeit mit der **praktischen Erprobung von Körben** zum Transport von Postsachen oder Waren in Flugzeugen.

Die Körbe, die mit biegsamem Asbest überzogen sind, und die aus Karri oder Jarraholz (hartem australischen Holz) gefertigt sind, haben die besten Ergebnisse gezeitigt. Da die Einfuhr von Karri- oder Jarraholz sehr erschwert und der Preis dafür sehr in die Höhe gegangen ist, werden die Versuche mit Körben aus gewöhnlichem Holz (Rotbuche, Fichte) fortgesetzt, das mit den bekannten Mitteln gehärtet wird. Die Versuche werden Ende Dezember abgeschlossen sein. (»l'Auto«, Paris, 9. 12. 19.) AF. 32.

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Herrn Hauptmann G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugleistungen. Erreichbare Flugleistungen in großen Höhen. Die Leistungen unserer heutigen Flugzeuge lassen sich wohl nicht mehr wesentlich steigern. Flügelprofile, Rumpf, Motoren, das Stützwerk haben große Vollkommenheit erreicht. Eine Verbesserung der Leistungen ist aber, wenn auch zunächst nicht für den Verkehr, doch jedenfalls für militärische Zwecke wichtig. Sie ist möglich durch Fliegen in größerer Höhe mit gleichbleibender Motorleistung. In dem Aufsatz werden die Wirkungen verminderter Luftdichte gemeinverständlich auseinandergesetzt. Infolge der verminderten Sauerstoffmenge bei jedem Hub nimmt die Motorleistung entsprechend ab. Widerstand und Auftrieb nehmen proportional der Luftdichte ab. Die Geschwindigkeit muß daher mit der reziproken Wurzel aus der Luftdichte wachsen. Die erforderliche Leistung wächst aber mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit, abgesehen von der verschlechterten Schraubenwirkung. In Abb. 1 des Textes ist der Schraubenschub für verschiedene Wirkungsgrade abhängig von der Geschwindigkeit aufgetragen. Bei gleichbleibendem Schraubenwirkungsgrad und ungeänderter Motorleistung sind bei halber Luftdichte (in rd. 6 km Höhe) 26 vH Geschwindigkeitszuwachs zu erwarten; denn die Geschwindigkeit wächst dann umgekehrt proportional der dritten Wurzel aus der Luftdichte. Aber dieser Zuwachs ist wegen der notwendigen Anstellwinkelvergrößerung nicht zu erreichen. Abb. 2 des Textes zeigt für ein Beispiel: Schraubenschub einerseits, Teilwiderstände und Gesamtwiderstand andererseits abhängig von der Geschwindigkeit. Statt dieser Schraube ist in Abb. 3 eine solche mit gleichbleibender Leistung eingetragen, ferner die Kurven des Gesamtwiderstandes für rd. 6, 9 und 12 km Höhe (genau für $\frac{1}{2}$, $\frac{1}{3}$ und $\frac{1}{4}$ der Bodenluftdichte). Für diesen Fall ergibt sich in 6 km Höhe eine Geschwindigkeitszunahme um 22 vH (statt 26 im obigen Idealfall), für 9 km 35 vH, für 12 km sogar 43 vH. Die Anstellwinkel sind auf den Kurven eingetragen; er wächst von kleinen negativen Werten am Boden auf 1^0, $1\frac{1}{2}^0$ bzw. $2\frac{1}{2}^0$ in den drei Höhen. Der Flug wird also wirtschaftlicher, weil der Anstellwinkel der besten Gleitzahl zwischen 2 und 4^0 liegt. Wenn man nicht mit der Höchstgeschwindigkeit fliegt, kann man sich dem Bestwert noch mehr nähern.

Ein Motor mit gleichbleibender Leistung und eine Luftschraube mit unveränderlichem Wirkungsgrad bedingen aber zusätzliche Gewichte und Leistungsverluste. Die Verbesserungen werden also etwas geringer. Außerdem müssen die Flieger in großen Höhen in luftdichten Kabinen mit normalem Luftdruck eingeschlossen werden — eine weitere Gewichtsvermehrung. Die Motorleistung kann auf viererlei Weise konstant gehalten werden: Durch Sauerstoffzusatz, bedingt große Mehrgewichte; durch Überverdichten, bedingt Drosseln in geringen Höhen; durch Überbemessen, macht den Motor etwas schwerer; das ist wohl besonders erfolgreich bei gleichzeitiger Überverdichtung, und endlich durch Vorverdichtung der Ansaugluft, z. B. durch die amerikanischen Ladepumpen nach Art der Grundsätze von Rateau, die Auspuffleistung teilweise durch Turbinen zurückzugewinnen und mit diesen ein Kreiselgebläse zu treiben; in Deutschland hat man letztere sogleich vom Motor aus angetrieben; beide Verfahren haben Aussicht auf Erfolg. Mehrmotorige Flugzeuge können auch einen besonderen Hilfsmotor für die Ladepumpen mitführen. — Marco Polo. Flight. Bd. 11. 20. Nov. 1919, S. 1498/1501 ($6\frac{1}{2}$ Sp., 8 Abb.). E. TF. 1.

Flugunfälle. Die Sicherheit beim Fliegen. Eine neue Statistik zeigt, daß für je 1000 Flüge 0,095 Flieger tödlich verunglückten, 0,286 verletzt wurden. Im Zeitraum der Aufstellung ist kein Fluggast getötet worden. 0,476 für 1000 Flüge wurden verletzt. Die Angaben sind auf die Zahl der Flüge und nicht auf die Flugstrecke bezogen, weil Unfälle sich fast ausschließlich beim Abfliegen oder Landen ereignen. Die Unfallhäufigkeit auf der Eisenbahn oder zur See dürfte bedeutend höher sein. Das Fliegen ist also die sicherste Beförderungsart. Da von 5200 Fluggästen nur ein einziger verunglückte, so gehört kein Heldenmut dazu, sich einem Luftfahrzeug anzuvertrauen.

Vom Luftministerium sind äußerst strenge Luftfahrtverordnungen erlassen worden, die (dem Verfasser) recht gut scheinen. Allgemeine Polizeiverordnungen für die zivile Luftfahrt sind erwünscht. Mit dieser Frage beschäftigen sich in erster Linie der Landes-Luftverkehrsausschuß (Civil Aerial Transport Comittee), der bereits vor Kriegsende die Bedeutung des Luftverkehrs hervorhob, und Lord Weir's Ausschuß, der dem Luftministerium Bericht erstattete. Hoffentlich werden die von der gesamten Industrie und einem bedeutenden Teil der Öffentlichkeit erwarteten Verordnungen bald erlassen. — Flight. Bd. 11. 20. November 1919. S. 1492 (1 Sp.). J. TF. 1.

Flugzeugbau. Die Entwicklung des deutschen Riesenflugzeugbaues während des Krieges. (Fortsetzung eines Aufsatzes, dessen erster Teil auf S. 501 die leitenden Gesichtspunkte für den Bau der ersten Riesenflugzeuge behandelt.) Die Anforderun-



gen des Krieges verhinderten Verbesserungen auf Grund der ersten Erfahrungen. Die Untersetzungsgetriebe wurden zum Schutz gegen Erschütterungen gegen den Unterflügel abgestützt, später mit besserem Erfolg durch schräge Strebenabstützung der Motorträger zwischen den Tragdecken. Einkapselung von Motor und Getriebe in Stromlinienkörpern bietet mehr Raum für den Wärter und geringeren Luftwiderstand. Die Anordnung der Sitze wechselte mehrfach, zuletzt brachte man den Kommandanten wieder mit seinen beiden Führern in einem gemeinsamen Raum (oder in zwei Räumen nebeneinander) unter. Kompressoren zum Vorverdichten der Motorluft hatten günstige Wirkung, kamen aber zu spät. Man wagte es, Riesenflugzeuge auf Schwimmer zu setzen. Das erforderte, um örtliche Beschädigungen zu vermeiden, besondere Bergevorrichtungen, nämlich Joche, in denen die Schwimmer aufgehängt werden, die im Wasser schwimmen und unten Räder zum Herausziehen haben. Das Landflugzeug R VI hat 11,5 t Gesamtgewicht, davon 3,2 t Nutzlast, 4 × 260 PS, 130/140 km/h Geschwindigkeit, Steigfähigkeit 3 km in 1 h, Gipfelhöhe 3,8 km, Spannweite 42,2 m, Flügeltiefe und Einstellwinkel nehmen nach außen hin ab, die Flügelfläche beträgt 332 m². Doppeldecker-Höhenruder von 30 m² Fläche. Zwei Seitenruder von je 4 m², später drei von zusammen 13 m²; zwei Querruder je 7 m². In jedem Flügel sitzen außer dem Motorbock drei Stielpaare. Die Holme sind als 160 mm hohe Kastenträger aus sieben einzelnen Brettern zusammengesetzt und außen mit Sperrholz umgeben. Bemerkenswert ist der Quersteg in der Mitte des Querschnittes. Die Knoten sind voll ausgebildet. Die Schweißungen der Eisenblechbeschläge sind nicht auf Zug beansprucht, die Bleche innen aufgerauht und von den Seilen kreuzweise umschlungen. Knotenpunkte, Stiele und Seilpaare sind windschnittig verkleidet. Die Rippen, die vorn einen Nasenholm, hinten einen Hilfsholm tragen, sind Gitterträger aus Fichtenholz, die neuerdings nach Schablonen hergestellt werden. Zwischen Rumpf und Motoren sind die Rippen vollwandig und die Flügel mit Sperrholz belegt, um das Begehen zu ermöglichen. Das Flugzeug besteht aus einem Kern (Rumpfmittelstück mit Flügelmitte, Motorgondeln und Hauptfahrgestellen), dem Vorder- und Hinterende des Rumpfes, sowie den Flügelseitenstücken von etwa 15 m Länge. Die Querruder aus Duralumin sind neuerdings ausgeglichen, ihre Steuerleitungen liegen in den Unterflügeln. Das Höhenleitwerk ist einstellbar. Das Höhensteuer wird durch einstellbare Gummizüge entlastet. Die Längsholme des Fachwerkrumpfes sind Eschenholz-Kastenträger. Außer den beiden Hauptfahrgestellen unter den Motorgondeln mit je beiderseits zwei Rädern sitzt ein kleines Fahrgestell an der Rumpfspitze. Die Hauptachsen sind windschnittig verkleidet und mit doppelten Stahlfedern zwischen Kopfstücken abgefedert. Die vier Motoren liegen auf starken Eschenholz-Gitterträgern und arbeiten über je zwei Knochengelenke auf je ein Untersetzungsgetriebe mit Rippen-, Öl- und Luftkühlung. Jeder Wasserkühler hängt an den Streben über seinem Motor. Zwischen den beiden hintereinanderliegenden Motoren ist ein Sitz für den Motorwart. Das Benzin ist in 10 Gefäßen von je 250 l in den Knotenpunkten des Rumpfmittelstückes aufgehängt und wird zu einem gemeinsamen Sammeltopf geleitet, von wo es zwei Zahnradpumpen zum Fallbehälter im mittleren Spannturm drücken. Notleitungen verbinden die Gefäße untereinander und unmittelbar mit den Motoren, Handpumpe und andere Sicherheitsanlagen sind vorgesehen, die ganze verwickelte Schaltung ist durch farbigen Anstrich und Pfeile gekennzeichnet. Die Rumpfspanten sind zum bequemeren Hindurchgehen K-förmig ausgebildet, der Rumpfboden besteht aus einem Lattenrost mit Sperrholzbeplankung. Hinter den Benzingefäßen liegt eine Funkendynamo mit Motor, ferner Sitzbänke und Maschinengewehre, vor den Benzingefäßen ein 5 m langer Raum für die Führer: Vorn eine »Kanzel«, dahinter ein geschlossenes Kartenhaus für Steuerleute, Führer und Navigationsmittel. (Fortsetzung folgt.) — Baumann. Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure. Bd. 63. 20. Dezember 1919, S. 1275 bis 1281 (13 Sp., 13 Abb.). E. TF. 1.

Flugzeugbeschreibung. Der Bristol-Dreidecker Braemar. Der Bristol-Dreidecker Braemar kann während eines längeren Fluges hohe Geschwindigkeit beibehalten. Außer Brennstoff und Besatzung vermag er eine beträchtliche Ladung zu tragen. Man beabsichtigte, mit ihm Berlin und andere deutsche Städte zu bombardieren. Er ist mit vier 400 PS-Libertymotoren ausgerüstet, von denen sich je zwei auf jeder Seite des Flugzeuges befinden. Gewichte und Abmessungen:

Leergewicht		5,0 t
Gewicht mit Last		8,0 t
Spannweite	Oberflügel	24,5 m
	Mittelflügel	24,5 m
	Unterflügel	23,5 m
Pfeilhöhe		2,5 m
Länge über alles		15,6 m
gesamte Höhe		6,0 m
gesamte Tragfläche		17,65 m².

Das Flugzeug kann außer zwei Führern und Benzin, Öl und Wasser für einen 1000 km-Flug etwa 700 kg Ladung tragen. Die beiden Führersitze befinden sich nebeneinander im vorderen Teile des Rumpfes und vor den Flügeln. Ganz vorn sitzt der Maschinengewehrschütze mit zwei Lewisgewehren. Hinten im Rumpf sitzt ein anderer Schütze. Ein viertes Maschinengewehr ist auf dem Boden des Rumpfes angeordnet. Die Ausrüstung des Braemar als Bombenflugzeug ist:

Maschinengewehre:
4 Lewisgewehre, davon zwei auf beweglichen Pivots, 1 nach oben und 1 nach unten gerichtet.

Aufbewahrung der Geschosse:
Körbe für sechs 115 kg-Bomben oder zwölf 50 kg- und fünf 23 kg-Bomben.

Instrumente:
Am Instrumentenbrett 2 Geschwindigkeitsmesser, 4 Kühlerthermometer, 4 Drehzähler, 4 Liberty-Schalter und Voltmesser, eine Schalterdose für elektrisches Licht, ein Höhenmesser, ein Lagenmesser, eine Uhr, elektrisches Licht für jedes Instrument, ein Kompaß.

Vorn:
1 Geschwindigkeitsmesser,
1 Höhenmesser,
Bombenvisier für große Höhen.

Hinter dem Führersitz:
1 Geschwindigkeitsmesser,
1 Höhenmesser,
1 automatische Bombenabwurfvorrichtung,
1 Benzinmesser.

Auf den Motorgehäusen:
4 Öldruckmesser,

Die Fluggeschwindigkeit beträgt:
in Seehöhe 200 km/h,
in 1,5 km Höhe 195 km/h,
in 3 km Höhe 180 km/h,
Landungsgeschwindigkeit 88 km/h.

Steiggeschwindigkeit:
1,5 km in 5 min,
3 km in 12 min.

Bei kleiner Belastung steigt das Flugzeug bis zu etwa 6 km.

Für das Befördern von Personen und Lasten ist ein besonderer geschlossener Rumpf erbaut; in der Mitte ist ein Gang, zu beiden Seiten Sitze. Vorn ist ein großer Raum, wo für jeden Fahrgast große Fenster aus Triplexglas vorgesehen sind. Elektrisches Licht und Heizung ist vorhanden. Dadurch, daß die Sitze abnehmbar sind, kann der Raum für Gepäck nutzbar gemacht werden. Der Lagerraum für die Ladung hat 9 m³ Rauminhalt. Fluggeschwindigkeit, Steiggeschwindigkeit und Tragfähigkeit wie beim Bombenflugzeug. Es kann außer den beiden Führern und Brennstoff für einen fünfstündigen Flug 1,2 t Last mitnehmen, oder aber Brennstoff für einen $7^1/_2$-stündigen Flug und 1,8 t Last. Diese Zahlen gelten für 160 bis 170 km/h Geschwindigkeit bei $^3/_4$ Gas, so daß 200 km/h erreichbar sind. — Aviation and Aeronautical Engineering. Bd. 6, 1919. S. 5 (3 Sp., 1 Abb.) L. TF. 11.

Flugzeugbeschreibung. Voisin-Versuchs-Bombendreidecker. Das erste Muster wurde gebaut Ende 1915 mit 4 × 150 PS, das zweite, das dem ersten ähnliche, jedoch geänderte, 1916. Die Abb. im Text zeigen die kennzeichnenden Merkmale. Bemerkenswert ist die Anordnung zweier Rümpfe, abweichend von ähnlichen Bauarten, wie Caproni, nicht neben-, sondern übereinander. Der untere Rumpf bildet den Hauptträger, der obere, bedeutend leichtere, dient als Träger für den Schwanz. Am Vorderteil des oberen Rumpfes liegt ein Schützenstand. Im vorderen und hinteren Teil des unteren Rumpfes sitzt je ein Schütze.

Vier 220 PS-Hispano-Suiza-Motoren liegen paarweise gekuppelt auf V-förmigen Gestellen, hart unterhalb des Mittelflügels.

Spannweite über alles (Muster 1916)	35,97 m
Flügeltiefe	1,98 m
Flügelfläche	199,8 m²
Flächenbelastung	34,1 kg/m²
Leistungsbelastung	8,0 kg/PS
Leergewicht	4,87 t
Nutzlast	1,92 t,
wovon die Hälfte für Betriebstoffe und Mannschaft	
Geschwindigkeit in 2 km Höhe	129 km/h
Steigfähigkeit 2 km in 27 min	
Rechnungsgipfelhöhe	3,5 km.

Flight. Bd. 11. 20. November 1919, S. 1496/97 (3½ Sp., 4 Abb.). J. TF. 1.

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Herrn Hauptmann G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.



III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Argentinien.

Schutz deutscher Handelsmarken durch die Deutsche Handelskammer Buenos Aires.

Nach einer Mitteilung der Deutschen Handelskammer Buenos Aires vom August 1919 erfahren wir:

»Handelsmarken werden in Argentinien durch Eintragung in das amtliche Register auf die Dauer von 10 Jahren geschützt. Nach deren Ablauf muß die Eintragung unter Bezahlung der entsprechenden Gebühren für einen weiteren Zeitraum von 10 Jahren erneuert werden. Während des Krieges hat die Deutsche Handelskammer Buenos Aires an Hand des amtlichen Markenregisters die zum Verfall kommenden deutschen Handelsmarken, deren Inhaber nicht in Argentinien ansässig und demgemäß nicht in der Lage waren, für die Erneuerung ihrer Marken Sorge zu tragen, einer genauen Prüfung unterzogen. Sie hat sich zu diesem Zweck bei den argentinischen Vertretern der Eigentümer solcher Marken erkundigt, ob nach ihrer Ansicht die von ihnen vertretene Firma Wert auf die Erneuerung der Marke legen würde und ob sie in diesem Falle bereit seien, selbst diese neue Eintragung vorzunehmen. Auf diese Weise ist die Erneuerung einer Reihe von Marken von den betreffenden Vertretern vorgenommen und so vor dem Verfall geschützt worden. In denjenigen Fällen, in welchen eine Vertretung der betreffenden deutschen Firmen nicht zu ermitteln war, hat die Handelskammer sich bei den maßgebenden Firmen des betreffenden Geschäftszweiges erkundigt, ob die vor dem Verfall stehende Marke wichtig genug sei, um erneuert zu werden: Sofern die auf diese Weise erhaltenen Auskünfte es angezeigt erscheinen ließen, hat die Handelskammer unter Vorlage der Kosten die Erneuerung der Eintragung vorgenommen.

Es bestand dabei eine Schwierigkeit, welche durch die im Jahre 1912 stattgefundene Änderung des argentinischen Gesetzes betr. Handelsmarken bedingt war. An Stelle der früheren Einteilung der Waren in 80 verschiedene Klassen wurde nämlich von 1912 ab eine solche in 25 Klassen in Kraft gesetzt und zugleich bestimmt, daß für die Eintragung auf jede der 25 Klassen die vorgeschriebene Gebühr zu entrichten ist, während früher mit einer einzigen Gebührenzahlung sämtliche Klassen gedeckt werden konnten.

In einer Anzahl von Fällen, in denen die Marken deutscher Firmen vor dem Eingreifen der deutschen Handelskammer bereits von anderen Personen angemeldet worden waren, hat die Kammer es durch Verhandlungen meistens erreicht, daß die betreffenden Marken auf ihre früheren Inhaber überschrieben wurden bzw. die schriftliche Zusicherung abgegeben wurde, daß die Rückübertragung nach Beendigung des Krieges stattfinden solle.

Es werden alle deutschen Inhaber von Handelsmarken auf die Notwendigkeit hingewiesen, die Eintragung in das argentinische Handelsmarkenregister grundsätzlich und, soweit es sich um neue Marken handelt, wenn möglich noch vor dem Versand der ersten Waren oder Kataloge vornehmen zu lassen. Die Gebühr für die Eintragung einer Marke auf eine Klasse beträgt 62 Papierpesos, hierzu kommt das Honorar für den Markenanwalt in Höhe von 30 bis 40 Papierpesos, so daß sich also die Eintragung einer Marke auf insgesamt etwa 100 Papierpesos stellt. In vielen Fällen sind bekannte Marken, deren Eigentümer die Eintragung unterlassen hatten, von unbefugten Dritten angemeldet worden, die alsdann das so erworbene Recht auf die Marke gegenüber dem ausländischen Eigentümer mit höheren Geldforderungen geltend machten. Ist eine Handelsmarke einmal eingetragen, so hat nach Ablauf der zehnjährigen Schutzfrist der Eigentümer das Vorrecht auf Erneuerung, die dann von 10 zu 10 Jahren auf unbeschränkte Zeit wiederholt werden kann und so den Besitz der Marke zu einem dauernden und unanfechtbaren macht.

Italien.

Antrag auf Verlängerung der Patentdauer.

»L'Economista d'Italia« in Rom vom 10. Nov. 19 berichtet:

»Die Federazione Industriale Commerciale Italiana ersuchte die Regierung, daß auch in Italien das Vorbild Belgiens in der Verlängerung der Geltungsdauer der Erfinderpatente nachgeahmt werde. Das Industrieministerium zog diese berechtigte Forderung in wohlwollende Erwägung.

Norwegen.

Während des Krieges wurden stellenweise die Vorschriften des Markenschutzes nicht sehr sorgfältig beachtet. Für manche geschützte Artikel, hauptsächlich deutscher Firmen, die während der Kriegszeit nicht liefern konnten, wurde ein Ersatz angeboten. Es wäre deshalb angebracht, die norwegische Kundschaft durch Rundschreiben auf die Tatsache des Markenschutzes zu verweisen. Soll eine in Deutschland geschützte Ware auch in Norwegen vertrieben werden, so ist der Erwerb eines Warenzeichenschutzes in Norwegen durchaus zu empfehlen. Die Anmeldung muß bei »Det Industrielle Retsvern«, Drammensveien 4, Christiania, erfolgen, am besten durch Vermittlung eines Patentanwalts. Nordisk Merkur vom 11. Nov. 1919.

Angemeldete Patente.

Ausgelegt am 1. 12. 19. Einspruch bis 1. 2. 20.

77h, 5. H. 71139. Hansa- und Brandenburgische Flugzeugwerke, A.-G., Brandenburg, Havel, Flugplatz Briest bei Plaue. Tragflächenverspannung für Doppeldecker. 17. 10. 16.

77h, 5. W. 46606. Rushmore Wood, Brooklyn, V. St. A.; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, E. Meißner und Dr.-Ing. G. Breitung, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge mittels eines zweiarmigen, im Massenschwerpunkt aufgehängten Pendels. 5. 6. 15.

77h, 9. R. 43421. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Schwimmergestell für Wasserflugzeuge. 6. 7. 16.

Ausgelegt am 4. 12. 19. Einspruch bis 4. 2. 20.

46a, 12. F. 44004. Johannes Flach, Wandsbek, Behrensstraße 6a. Einfach oder doppeltwirkende Zweitaktverbrennungskraftmaschine. 19. 12. 18.

46a, 23. K. 67281. Waldemar Kempf, Berlin, Nachodstr. 1. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Kolben. 28. 9. 18.

46c, 14. B. 88225. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Zündapparat mit zylindrischem Magneten. 14. 1. 19.

46c, 24. D. 35073. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Vorrichtung zum Andrehen von Verbrennungskraftmaschinen, welche auf ein Wechselgetriebe arbeiten. 22. 10. 18.

46d, 5. O. 10896. Hellmut Ortmann, Beuthen, O.-Schl., Gustav Freytagstr. 14. Druckluftmotor, hauptsächlich zum Antrieb von Förderrinnen. 27. 2. 19.

77h, 6. D. 34759. Deutsche Automaten-Handelsgesellschaft m. b. H., Berlin. Propellernabe. 20. 7. 18.

77h, 7. G. 41630. Dipl.-Ing. Hans Joseph Goebbel, Speyer a. Rh. Flugzeugtragdeck. 1. 5. 14.

77h, 7. G. 47605. Dipl.-Ing. Hans Joseph Goebbel, Speyer a. Rh. Flugzeugtragdeck; Zus. z. Anm. G. 41630. 5. 8. 18.

77h, 7. N. 17084. Frau Gertrude Näher, Pforzheim, Calwerstraße 143. Nach unten gewölbte Tragfläche mit vorn aufwärts gebogener Führungsfläche. 17. 12. 17.

77h, 9. H. 73931. Hofmannsche Luftfederung, G. m. b. H., Berlin. Federung für Flugzeugfahrgestelle. 15. 3. 18.

Ausgelegt am 8. 12. 19. Einspruch bis 8. 2. 20.

42d. 724562. Philipp Müller, Langenargen a. B. Meteorograph zum Zwecke der Wetterkunde und Lufterforschung. 11. 10. 19. M. 63500.

46a, 27. M. 64598. Motorenfabrik Oberursel, A.-G., Oberursel bei Frankfurt a. M. Glühkugel für Zweitaktmotoren. 1. 12. 18.

Erteilte Patente.

Ab 1. 12. 19.

46b, 2. 318078. Johannes Meyer, Berlin. Ventilsteuerung für Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für solche mit sternförmig angeordneten Zylindern. 2. 8. 16. M. 59983.

46d, 8. 318079. Adalbert Feldstein, Woltersdorfer Schleuse bei Erkner, Friedenstr. 2. Explosionsgaserzeuger. 13. 6. 18. F. 43299.

46d, 10. 318080. Bernhard Bischof, Nürnberg, Wilhelm Spätstr. 63. Einrichtung zur Kühlung der Laufräder von Gasturbinen; Zus. z. Pat. 317516. 18. 12. 13. B. 75207.

77h, 5. 305680 »K«. Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges., Gotha. Flugzeug mit hinter den Tragflächen angeordnetem Maschinengewehreinbau; Zus. z. Pat. 299780. 3. 11. 16. G. 44566.

77h, 9. 318063. Albert Scheele, Hildesheim. Auch als Landfahrzeug benutzbares Flugzeug. 1. 3. 17. Sch. 51119.

46a, 19. 318165. Dipl.-Ing. August Klein, Geislingen-Altenstadt, Lindenhof, Württbg. Verbrennungskraftmaschine. 23. 11. 17. K. 65079.

46c, 14. 318247. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Polwender für die Unterbrecherkontakte von Batteriezündvorrichtungen. 26. 10. 18. B. 87703.

46c, 14. 318276. Fa. Scintilla, Solothurn, Schweiz; Vertr.: W. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123a. Motorenzündvorrichtung. 24. 9. 18. S. 48978.

46c, 23. 318248. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Kühler für Explosionsmotoren. 30. 8. 18. D. 34887.

46c, 30. 318249. Friedel Sydekum, geb. Weinreich, Hannover. Schalldämpfer für Motoren. 15. 1. 18. S. 47684.

77h, 4. 305649 »K«. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Einspannvorrichtung, insbesondere zum Einfügen von Ballonventilen in die Gaszellen. 23. 1. 17. L. 44942.

77h, 5. 299150 »K«. Ago-Flugzeugwerke, G. m. b. H., u. Gabriel Letsch, Berlin-Johannisthal. Dreidecker. 13. 3. 15. A. 26874.

77h, 5. 303269 »K«. Flugmaschine Rex, G. m. b. H., Köln. Steuervorrichtung für Flugzeuge. 21. 4. 17. F. 41837.

77h, 5. 318194. Germania-Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig. Flugzeugflügel. 6. 1. 18. G. 46076.

77h, 5. 318195. Rumpler-Werke, G. m. b. H. i. Liqu., Berlin-Johannisthal. Verwindungsklappenantrieb für Flugzeuge. 25. 12. 17. R. 45331.

77h, 6. 305057 »K«. Zahnradfabrik, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Propellerantrieb, insbesondere für Luftfahrzeuge, mit mehreren Motoren. 25. 3. 17. Z. 9955.

77h, 7. 298529 »K«. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Friedrichshafen a. B. Vorrichtung zur Befestigung von Bespannungsstoffen, insbesondere für Luftfahrzeuge; umgeschrieben auf Zeppelin-Werk Lindau, G. m. H., Lindau-Reutin i. B., und Dipl.-Ing. Claudius Dornier, Friedrichshafen a. B., Königsweg 55. 29. 8. 16. L. 44485.

77h, 9. 318259. Hofmannsche Luftfederung, G. m. b. H., Berlin. Federungsverkleidung für Flugzeuge. 13. 3. 17. H. 71840.

77h, 9. 318260. Hermann Kuhnen, Berlin-Friedenau, Büsingstraße 20. Lauffelge für Flugzeugräder. 16. 11. 17. K. 65054.

77h, 9. 318261. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Schwimmer für Wasserflugzeuge. 22. 12. 14. R. 41546.

77h, 9. 318262. Rumpler-Werke, A.-G., Berlin-Johannisthal. Fahrgestellabfederung mittels elastischen Zugorganes. 26. 6. 1918. R. 46157.

77h, 15. 298960 »K«. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Schießstand für Luftschiffe. 7. 5. 14. L. 42024.

77h, 15. 300199 »K«. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Bergevorrichtung für Luftschiffbesatzungen. 2. 4. 16. L. 44031.

Zurückziehung.

Die im Reichsanzeiger vom 24. 11. 19 veröffentlichte Anmeldung Kl. 46a M. 62690 ist aus der Auslegung zurückgezogen.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Ab 1. 12. 19.

a) Die folgende Anmeldung ist vom Patentsucher zurückgenommen:

77h. K. 66468. Bombenmagazin für Luftfahrzeuge. 10. 11. 19.

b) Wegen Nichtzahlung der vor der Erteilung zu entrichtenden Gebühr gelten folgende Anmeldungen als zurückgenommen.

42c. G. 38714. Zielvorrichtung für das Abwerfen von Geschossen aus Aeroplanen. 10. 7. 19.

46b. G. 43547. Explosionskraftmaschine mit einem im Zylinder axial verschiebbaren zylindrischen Steuerschieber. 16. 7. 17.

46b. H. 72652. Explosionskraftmaschine mit einem durch ein bewegliches Bodenstück veränderlichen Verdichtungsraum. 24. 7. 19.

Gebrauchsmuster.

Ab 1. 12. 19.

46a. 723657. Julius Kruk, Leipzig-Gohlis, Äußere Hallische-straße 69. Verbrennungskraftmaschine für Fahrräder. 25. 10. 19. K. 77640.

46c. 723404. Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Großzschocher. Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen. 20. 10. 19. D. 34277.

46c. 723410. Ferdinand Fehling, Stuttgart, Kronprinzstraße 24. Distanzring für Zündkerzen von Verbrennungsmotoren. 21. 10. 19. V. 15367.

46c. 723571. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Verteiler für Hochspannungszündapparate mit Überschlagstücken. 26. 5. 17. B. 77007.

46c. 723643. Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Großzschocher. Auspufftopf für stationäre Motoren. 23. 10. 19. D. 34281.

46c. 723644. Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Großzschocher. Regler für Zweitaktmotoren mit Kurbelscheibensteuerung. 23. 10. 19. D. 34282.

46c. 723647. Eisemann-Werke, A.-G., Stuttgart. Druckknopfschaltung für Anlaßvorrichtungen von Explosionsmotoren. 24. 10. 19. E. 25471.

46c. 723767. Dipl.-Ing. Adolf Gennermann, Berlin, Marienstraße 30. Vergaser. 28. 10. 19. G. 44828.

46c. 723789. Görnitz & Stoik, Berlin. Kühler mit auswechselbaren Elementen. 31. 10. 19. G. 44861.

46c. 724057. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Hahnekütenartig ausgebildeter Rundschieber für Vergaser. 8. 2. 18. B. 78609.

46c. 724060. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Anlaßzündung für in beiden Drehrichtungen laufende Zündapparate. 29. 7. 18. B. 80023.

46c. 724062. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Verteilerscheibe für Zündapparate an Verbrennungsmotoren. 7. 9. 18. B. 80382.

46c. 724064. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Verteilungsvorrichtung für Hochspannungszündapparate von Vielzylindermotoren. 17. 1. 19. B. 81314.

46c. 724068. Robert Bosch, Akt.-Ges., Stuttgart. Mehrfachunterbrecher für Zündvorrichtungen für Verbrennungsmotoren. 6. 3. 19. B. 81921.

46c. 724250. August Bullermann, Hannover, Hildesheimerstraße 57. Azetylenmischventil für Explosionsmotoren. 31. 10. 19. B. 85227.

46c. 724307. Scintilla, Solothurn; Vertr.: W. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123a. Wellenbefestigung am rotierenden Magnet für Zündmaschinen von Verbrennungsmotoren. 6. 9. 18. S. 40673.

46c. 724308. Scintilla, Solothurn; Vertr. W. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123a. Wellenbefestigung am rotierenden Magnet für Zündmaschinen von Verbrennungsmotoren. 6. 9. 18. S. 40674.

46c. 724309. Scintilla, Solothurn; Vertr.: W. Siegmund, Berlin, Leipzigerstr. 123a. Kabelherausführung aus dem Gehäuse magnetelektrischer Zündmaschinen f. Verbrennungsmotoren. 1. 10. 18. S. 40837.

46c. 724419. Charles Thomas Mason, Sumter, V. St. A.; Vertr.: H. Heimann, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Verteilerkapsel für elektrische Zündvorrichtung, mit an der Stirnseite vorstehenden, schräg nach zwei Seiten anschließenden Kontaktstücken. 22. 8. 19. M. 62866.

46c. 724420. Charles Thomas Mason, Sumter, V. St. A.; Vertr.: H. Heimann, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Verteilungskapsel für elektrische Zündvorrichtungen, mit im Kreise radial am Umfange paarweise angeordneten Kontaktanschlüssen. 22. 8. 19. M. 62867.

46d. 723470. Förster'sche Maschinen- und Armaturenfabrik, Akt.-Ges., Essen-Altenessen. Motor für Schüttelrutschen. 15. 2. 19. F. 37304.

46d. 723472. Adolf Papst, Theaterstr. 112 und Otto Blechschmidt, Mathildenstr. 36, Chemnitz. Gasturbine. 27. 3. 19. P. 30848.

46c. 723754. Otto Brackmann, Berlin-Baumschulenweg, Baumschulenstr. 23. Kraftmaschine. 22. 10. 19. B. 85083.

77h. 723468. Albert Jünger, Würzburg, Spiegelstr. 10. Federnder Laufkranz für Fahrzeugräder, insbesondere für Luftfahrzeuge. 30. 3. 18. T. 19478.

77h. 723819. Merkur, Flugzeugbau, G. m. b. H., Berlin. Anordnung der Tragflächen für Mehrdecker. 7. 11. 18. M. 60098.

77h. 724050. Behrend Ulferts, Lakefield; Vertr.: Dr.-Ing. J. Friedmann, Pat.-Anw., Berlin W. 50. Flugapparat mit Sicherheitssegel. 5. 11. 19. U. 5924.

77h. 724053. Otto Schwade & Co., Erfurt. Vorgelegeantrieb für Kreiselvorverdichter für Flugmotoren. 19. 11. 17. Sch. 59172.

77h. 724054. Otto Schwade & Co., Erfurt. Druckausgleichung des Schwimmergehäuses und des Benzinbehälters bei Verwendung von Kreiselvorverdichtern für Flugmotoren. 19. 11. 17. Sch. 59173.

77h. 724055. Otto Schwade & Co., Erfurt. Friktionsantrieb für Kreiselvorverdichter für Flugmotoren. 19. 11. 17. Sch. 59174.

77h. 724056. Otto Schwade & Co., Erfurt. Regulierventil für Kreiselvorverdichter für Flugmotoren. 19. 11. 17. Sch. 59175.

77h. 724195. Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Stralsund. Tragflächen mit fester Beplattung für Flugzeuge. 18. 7. 19. L. 42426.

46b. 724636. Julian Jourdan, Wannsee, Tristanstr. 8. Schieberentlastung für Verbrennungsmotoren. 11. 11. 19. J. 19102.

46b. 724637. Julian Jourdan, Wannsee, Tristanstr. 8. Schiebersteuerung für Verbrennungsmotoren. 11. 11. 19. J. 19103.

46c. 724682. Heinrich Steinmetz, Frankfurt a. M., Schleiermacherstr. 11. Kompressionshahn an Verbrennungskraftmaschinen für flüssigen Brennstoff. 13. 10. 19. St. 23626.

46c. 724746. Hugo Schmitz, Düsseldorf, Oberbilker Allee 200. Direkter Magnetantrieb bei Zweitaktmotoren. 10. 11. 19. Sch. 64653.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt
11. Jahrgang 31. Januar 1920 Heft 2

Versuche mit getränkten Stoffbespannungen.

Von A. Pröll, Hannover.

(Schluß von Seite 6.)

Im ersten Fall bewegt sich im *NC*-Diagramm nach Fig. 13 der Zustandspunkt des Stoffes parallel zur ε-Achse um die Kontraktion nach abwärts, bei den Versuchen b) dagegen parallel zur Spannungsachse um die Spannungserhöhung nach rechts.

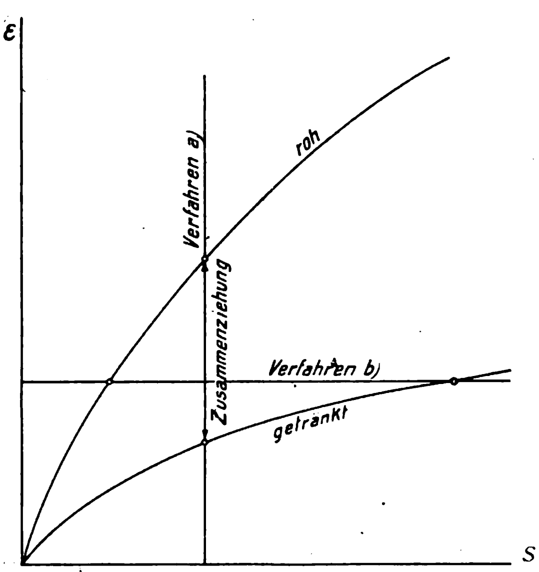


Fig. 13.

b) Mit dem Eindruckmesser (Fig. 14), einer einfachen Vorrichtung zur Erzielung eines gemessenen Eindrucks in quadratisch aufgespannten Stoffrahmen bei gegebener Belastung kann die Eindrucktiefe als Maß für die

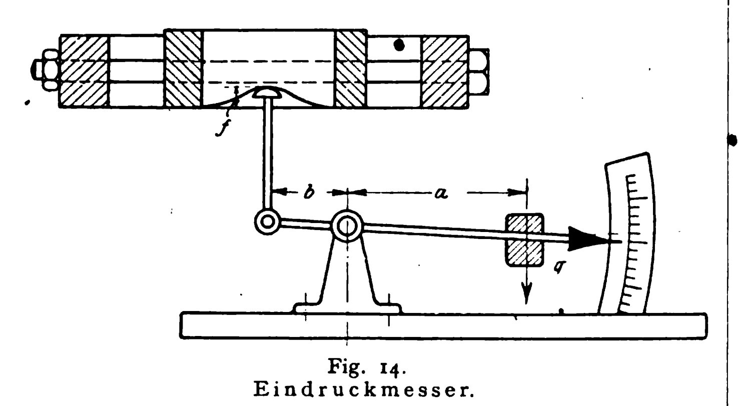


Fig. 14.
Eindruckmesser.

Spannfähigkeit angesehen werden. Ist nämlich Q die Belastung des Eindruckhebels, Δ die abgelesene Skalendifferenz (proportional der Eindrucktiefe f), so ist die mittlere Spannung des Stoffes

$$S = c\frac{Q}{\Delta},$$

worin c einen Beiwert darstellt[1]), der von der Form und Größe des Rahmens und von dem Übersetzungsverhältnis des Hebels abhängt.

[1]) Der Beiwert ist nicht ganz konstant, wie aus den einzelnen Versuchen hervorgeht. Aus diesen ist auch zu erkennen, wie die Eindrucktiefe bei länger dauernder Belastung und nach Entlastung sich ändert. Das Verhältnis $\frac{Q}{\Delta}$ nimmt mit der Zeit ab.

Tabelle 6 gibt die Werte $\frac{Q}{\Delta}$ für die verschiedenen Lackarten und Aufstrichzahlen an. Wiederum ist die Spannfähigkeit von Z am größten, während hier BA und besonders L

Tabelle 6.

Eindruckmessungen Mittelwerte $\frac{Q}{\Delta}$

Zahl der Tränkungen	Zellit L	Zellit BA	Zellit Z
1	—	70	—
2	71	88,5	82,5
3	—	—	96
4	94,5	96	114
5	96	152,5	157
6	132	157	179

geringere Werte aufweisen. Durch sechsmaliges Tränken wächst bei den ersteren Lacken die Spannung um mehr als das Doppelte.

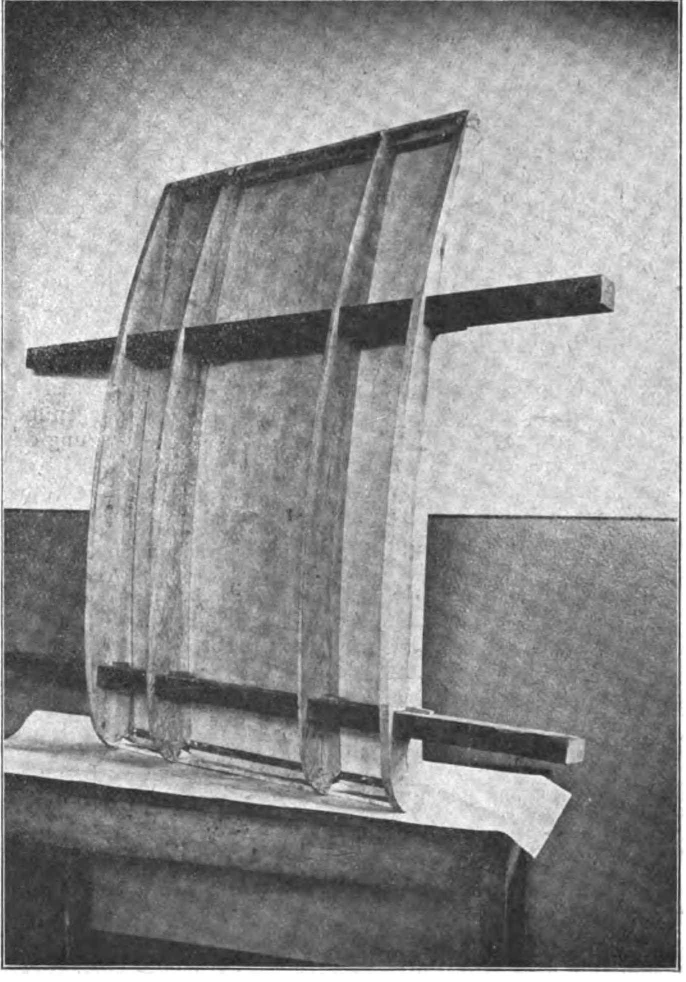


Fig. 15.
Gestell zum Prüfen des Einflusses verschiedener Anordnungen des Traggerippes.

Alle diese Versuche erfolgten unter gleichen äußeren Verhältnissen, insbesondere auch bei gleichem Feuchtigkeitsgehalt der Luft ($\sim$ 60%). Eine Vergleichsmessung, nachdem der Rahmen längere Zeit in sehr feuchter Luft (98%) gestanden hatte, ergab eine Abnahme der Spannung um 25%.

III. Durchbiegungsversuche am Tragflächenmodell.

Ein einfaches Tragflächenmodell (Fig. 15) mit verstellbaren Rippenentfernungen kam für diesen Versuch in

Verwendung. Es wurden stets die gleichen Rippen (4 m Krümmungsradius) und derselbe Rippenabstand $l_1 = 40$ cm beibehalten. Mit jedem Lack wurden nacheinander bei zwei- bis sechsfacher Tränkung desselben Stoffes Belastungsproben mit Sandschüttung vorgenommen. Ihre Anordnung und Reihenfolge ist aus Tabelle 7 ersichtlich, welche eine Versuchs-

Tabelle 7. **Zellit BA.**
Tragfläche 6× zelloniert.
Grundwölbungen.

Richtung I.

Meßpunkte	Ablesungen *m*	*o*	*n*	f_{I_0}
1, 2, 3	45	42	46	3,5
4, 5, 6	44,5	37	45,5	8,0
7, 8, 9	46	39,5	48	7,5

Richtung II.

Meßpunkte	Ablesungen *d*	*e*	*f*	f_{II_0}
1, 4, 7	34,5	74	70	74
2, 5, 8	28	66	61	66
3, 6, 9	34,5	74	70	74

Belastungsschema und Ablesungstafel.

kg/m²	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0	28,95	26,6	29,3	21,5	21,5	19,8	22,0	24,3	22,1
50	28,85	26,2	29,3	21,5	(6,5) 20,85	19,7	22,0	23,85	22,1
0	28,95	26,6	29,3	21,5	21,45	19,8	22,0	24,3	22,1
150	28,8	25,35	29,2	21,4	(19,5) 19,5	19,7	21,95	22,7	22,0
0	28,9	26,55	29,3	21,5	21,35	19,8	22,0	24,25	22,1
50	28,8	26,0	29,3	21,45	(6,5) 20,7	19,7	22,0	23,7	22,1
100	28,8	25,55	29,25	21,35	(14,5) 19,9	19,65	21,95	23,1	22,0
0	28,9	26,5	29,3	21,5	21,3	19,8	22,0	24,2	22,1
50	28,8	26,0	29,3	21,45	(6,5) 20,65	19,7	22,0	23,7	22,1
100	28,8	25,5	29,25	21,35	(14,5) 19,85	19,65	21,95	23,1	22,0
0	28,9	26,55	29,3	21,5	21,4	19,8	22,0	24,25	22,1
300	28,8	24,4	29,1	21,15	(28,5) 18,55	19,45	21,9	21,85	21,9
0	28,9	26,5	29,3	21,5	21,3	19,8	22,0	24,2	22,1

reihe wiedergibt. Die Durchbiegungen[1]) ergaben sich dabei als Differenzen der abgelesenen Höhenlage der Punkte gegenüber der unbelasteten Lage. Fig. 16a bis c zeigt die Anordnung der Maßstellen und das Profil im Längsschnitt, in Fig. 16b ist die im unbelasteten Zustand weniger gewölbte Mittellinie des Stoffes durch die gestrichelte Linie (2, 5, 8) angedeutet. Fig. 16c zeigt die Ermittlung der »Grundwölbung« in Richtung I durch ein darüber gelegtes Lineal.

Die Ablesung erfolgte stets gleich nach der Belastung. Zwischen zwei aufeinanderfolgenden Belastungen war entweder eine Zwischenpause von 20 Min. eingeschaltet, oder es wurde die Fläche vollkommen entlastet und dabei nochmals die Grundwölbung und ihre etwaige Änderung festgestellt, dann ließ man dem Stoff (besonders nach den größeren Belastungen) einige Stunden Zeit zur Wiedererlangung der ursprünglichen Wölbung.

Die Ergebnisse der Durchwölbungsmessungen sind an einem Beispiel in Fig. 17 dargestellt, welche in verzerrtem Maßstab die Profile der durchgebogenen Fläche in der Mitte zwischen den Rippen und parallel zu diesen zeigt. Außer der »Grundwölbung« ist auch das Rippenprofil selbst eingezeichnet, wonach die Aufwölbung des unbelasteten Stoffes zu ersehen ist.

Die Rippen und Holme biegen sich dabei ebenfalls durch, die Profile sind aber schon mit Berücksichtigung dieses Umstandes gezeichnet (0,5 cm größte Durchbiegung bei 300 kg/m² in der Mitte).

Die Bespannung war für die Versuche mit jeder Lackart von neuem in der im Flugzeugbau üblichen Weise von Hand aufgezogen und nach Erfordernis zwei- bis sechsmal getränkt. Die mehrmals getränkte Bespannung war dann durch die vorhergehenden Versuche vorbeansprucht. Zu einigen Vergleichsversuchen war auch die Bespannung gleich fünf- und sechsmal getränkt und kam in noch nicht beanspruchtem Zustande zur Untersuchung. Die dabei auftretenden Unterschiede waren unwesentlich, immerhin zeigte es sich, daß dies bei geringer Tränkung vorgespannte und dann erst endgültig getränkte Tuch etwas geringere Durchwölbungen aufwies als das frisch bezogene. Dies steht im Einklang mit dem schon an

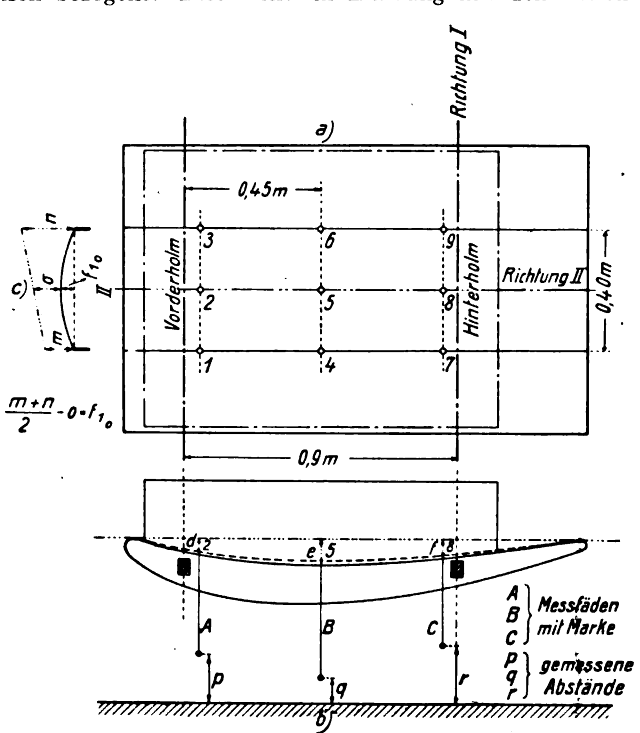


Fig. 16.
Anordnung der Maßstellen.

anderer Stelle (T. B. III, S. 245) gemachten Vorschlag, zur Verringerung der Formänderungen die Stoffe nach dem Aufbringen und zwei- bis dreimaligem Streichen stark zu belasten und erst nach Entlastung und Erholung mit endgültiger Tränkung zu versehen. Es muß allerdings bemerkt werden, daß der dadurch erzielbare Vorteil zu gering ist, als daß er sich für die praktische Anwendung lohnen würde (Vergleichsversuche Tabelle 8).

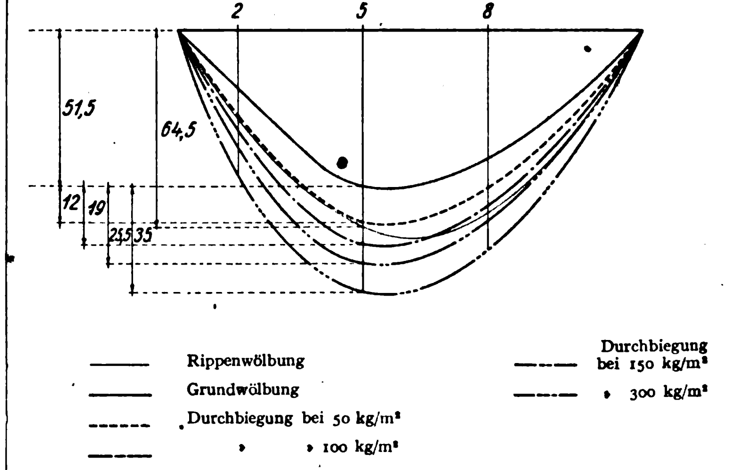


Fig. 17.
Ergebnisse der Durchwölbungsmessungen.

Tabelle 8.
Durchwölbungen bei vorbeanspruchtem und frischem (...) Stoff
Zellit Z.
5 × getränkt

Belastung kg/m²	Meßpunkte 2	5	8
50	6 (8)	7 (8)	7 (7)
100	11 (14)	15 (16)	14 (15)
150	15 (17)	19 (22)	18 (20)
300	23 (25)	30 (32)	27 (29)

[1]) Für Punkt 5 in Klammern beigefügt (Tabelle 6).

Um nun den Vergleich der verschiedenen Lackarten bezüglich der größten Durchwölbungen zu erleichtern, sind in Tabelle 9 und dann in Fig. 18 und 19 die Pfeilhöhen in der Mitte (Punkt 5) als Funktion der Zahl der Tränkungen aufgetragen für die vier verschiedenen Belastungen 50, 100, 150 und 300 kg/m².

Tabelle 9.
Pfeilhöhen im Punkt 5.

Zellit	Zahl der Tränkungen	Belastungen kg/m²				
		0	50	100	150	300
L	2	51,5	63,5	70,5	77,0	86,5
	4	53	62	69,5	77,5	83,5
	5	55	62,5	70,5	75,5	85
	6	55,5	61,5	67,5	74	83,5
BA	2	62	76	84	89	95
	4	63,5	71	79,5	87,5	93,5
	5	64	71	79	85	94
	6	66	72,5	80,5	85,5	94,5
Z	2	54	66	74	80	86
	4	55	63	70	75	85
	5	55,5	62,5	70,5	74,5	85,5
	6	55,5	60,5	66,5	74,5	83,5

Die Reihenfolge der Lacke ist demnach bei sechsfacher Tränkung in bezug auf die geringsten Durchbiegungen

Z L BA.

Auch hier sind die Unterschiede mit Rücksicht auf die großen Absolutwerte der Durchbiegungen nur gering.

Der Verlauf der Kurven 18 und 19 weist aber wiederum verschiedene bemerkenswerte Unstetigkeiten auf, die beispielsweise für 150 kg/m² im Einklang stehen mit dem obenbemerkten unregelmäßigen Verhalten der Dehnungskoeffizienten bei fünf- und sechsmaliger Tränkung.

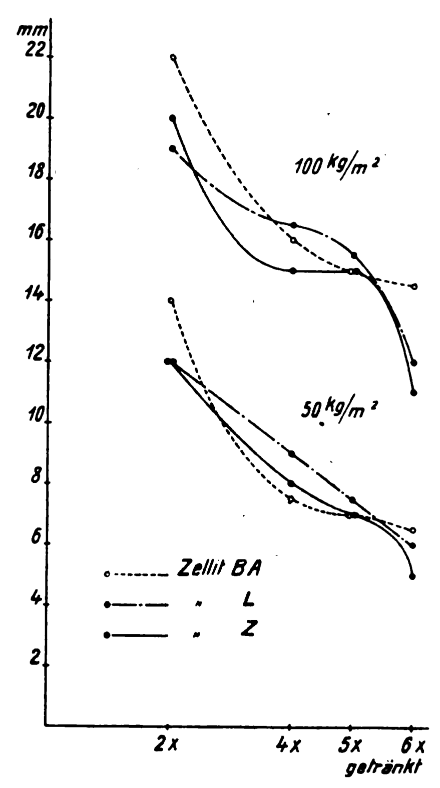


Fig. 18.
Pfeilhöhen im Punkte 5.

Der hier hervorgehobene Vorrang von Zellit Z und L gegenüber BA ist jedoch nur ein scheinbarer, weil bei Erneuerung der unbrauchbar gewordenen Rippen für die Versuche mit »BA« die Rippen- und Grundwölbung verschieden ausfiel.

Die wirkliche Reihenfolge der Lackarten ergibt sich vielmehr aus der Untersuchung des Wölbungsverhältnisses $\varphi = \frac{\text{Pfeilhöhe}}{\text{Sehnenlänge}} = \frac{f}{l}$.

Bei gleichbleibender Grundwölbung wäre die Änderung des Wölbungsverhältnisses $\frac{\Delta \varphi_0}{\varphi_0}$ einfach der zusätzlichen Durchwölbung proportional und daher — wenn auch in anderem

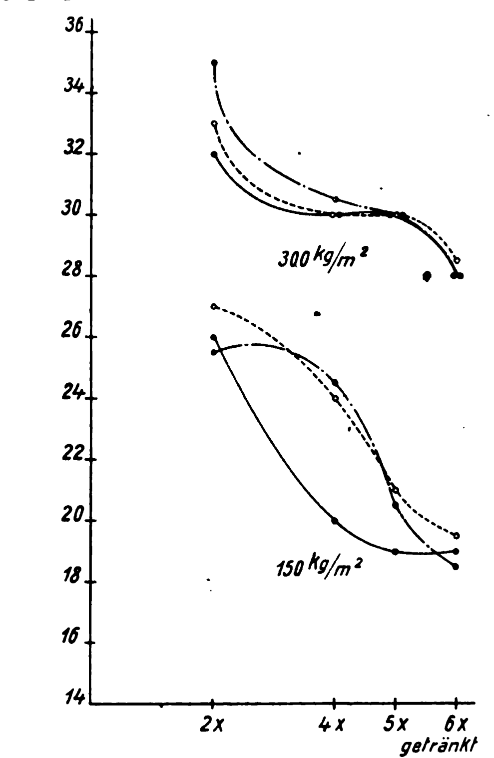


Fig. 19.
Pfeilhöhen im Punkte 5.

Maßstab — schon durch die Fig. 18 und 19 dargestellt. Weil aber für Zellit BA eine andere Rippe verwendet werden mußte und damit auch eine größere Grundwölbung auftrat, wurden

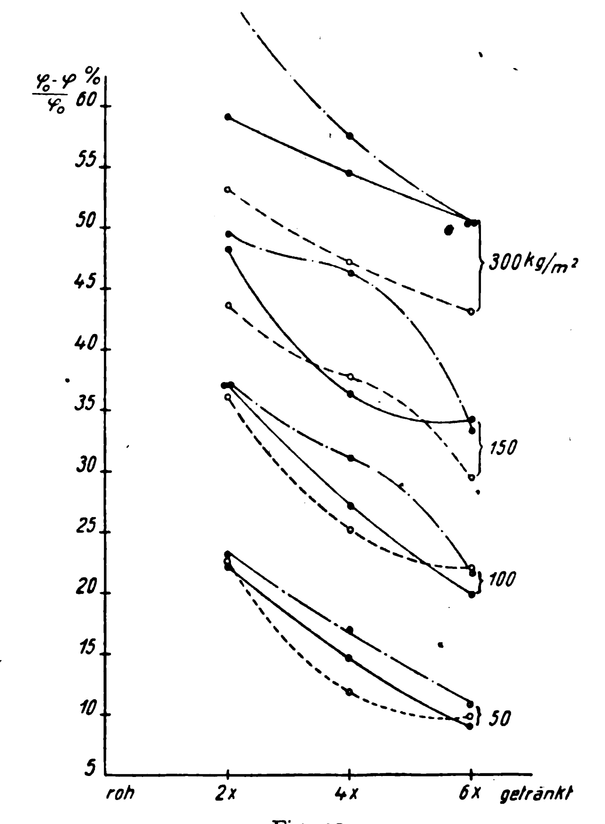


Fig. 20.
Änderung des Wölbungsverhältnisses mit der Zahl der Aufstriche.

in der Fig. 20 noch die Werte $100 \frac{\varphi_0 - \varphi}{\varphi_0}$ für die drei Lackarten abhängig von der Tränkung für verschiedene Belastung

angegeben. Hierbei zeigt sich, und zwar im Gegensatz zu Fig. 18 und 19, daß jetzt Zellit BA am besten abschneidet, danach Z und endlich L.

Ist $\varphi_0 = \frac{f_{20}}{l_2}$ das Wölbungsverhältnis für die unbelastete Stofffläche, so ist die Änderung in Prozenten[1])

$$100\,\frac{\Delta\,\varphi_0}{\varphi_0} = 100\,\frac{\varphi_0 - \varphi}{\varphi_0} = \frac{f_{20} + f^* - f_{20}}{f_{20}} = \frac{f^*}{f_{20}}.$$

IV. Erholungserscheinungen.

Nach starker Belastung und darauffolgender Entlastung zeigt sich der Stoff vorübergehend als nahezu spannungslos und schlaff, die Vorspannung ist verschwunden, die (negative) Aufwölbung in Richtung quer zu den Rippen (vgl. S. 17, Fig. 16) ist ebenfalls fast ganz verloren gegangen. Nach längerer oder kürzerer Entlastungsdauer kehrt dann aber der frühere Zustand der Grundwölbung mehr oder weniger zurück, und es ist ein Vorzug guten Lackes, wenn dies rasch und vollständig geschieht. Als Maß für die Güte der Erholung ist in Tabelle 10

Tabelle 10.

Pfeilvergrößerung bei Punkt 5 gegen Ursprungspfeil.

Zahl der Tränkungen	Zellit L	Zellit BA	Zellit Z
2	6,0	7,5	3,0
4	2,5	4,0	1,0
5	2,0	1,5	1,0
6	0,5	2,0	0

die Vergrößerung der Durchwölbung des Stoffes (Wölbungspfeil an Stelle 5) angegeben, wie sie am Schlusse der gleichen Zeitdauer der Entlastung (24 Stunden) nach der größten Belastung von 300 kg/m² gegenüber der Ursprungswölbung beobachtet wurde.

Als am besten erweist sich hier Zellit Z, während Zellit BA die größten dauernden Formänderungen aufweist.

V. Versuche über die Spannung beim Zerplatzversuche.

Ein entsprechend großes Stück Tuch wurde fünfmal mit Zellon getränkt und in einem Zerplatzapparat (Fig. 21) verschiedenen Luftdrücken ausgesetzt. Die Luftdrücke p konnten an einem Flüssigkeitsmanometer, die Aufwölbungen des Stoffes in der Mitte (f) an einem Zeiger abgelesen bzw. auf einer Trommel aufgezeichnet werden. Es fanden sich dabei die in Tabelle 11 verzeichneten Ergebnisse.

Außerdem gilt noch die Grundgleichung

$$\frac{S_1}{\varrho} + \frac{S_2}{\varrho} = p \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

oder wegen der zunächst vorausgesetzten symmetrischen Spannungsverteilung $S_1 = S_2 = S$

$$S = \frac{p \cdot \varrho}{2} = \frac{p \cdot a^2}{4f} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

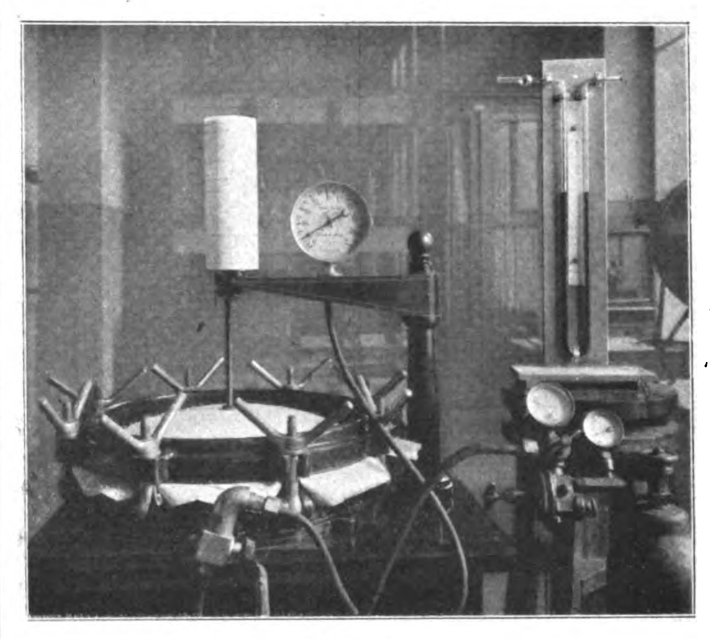


Fig. 21.
Zerplatzapparat für Stoffe.

Unter der Annahme, daß die ungewölbte Membran spannungsfrei war, erhält man nach Föppl III, S. 298, die Formeln:

$$f = \sqrt[3]{\frac{3}{8}\,\frac{p\,a^4}{E \cdot h}} = 0{,}72\,\sqrt[3]{p} \cdot \sqrt[3]{\frac{a^4}{\mathfrak{E}}} \quad \ldots\ldots \quad (4)$$

$$S_1 = S_2 = \sigma \cdot h = \sqrt[3]{p^2}\,\sqrt[3]{\frac{E \cdot h}{24}\,a^2} = {}^{1)}\;0{,}348\,\sqrt[3]{p^2} \cdot \sqrt[3]{\mathfrak{E}\,a^2} \quad (5)$$

Tabelle 11.

p kg/m²	f m	$\mathfrak{E}$ kg/m	ε %	Mittlere Spannung S_m: Nach Gl. 3a, 5 od. 7	Mittlere Spannung S_m: mit dem Mittelwert von $\mathfrak{E}$ Gl. 5a	Mittlere Spannung S_m: mit dem Mittelwert von $\mathfrak{E}$ Gl. 7a	Nach Gl. 10a: S_1	Nach Gl. 10a: S_2	S_m aus S_1 u. S_2	aus den Kurven der Normalcharakteristik Fig. 10: S_1	aus den Kurven der Normalcharakteristik Fig. 10: S_2	aus den Kurven der Normalcharakteristik Fig. 10: S_m
276	0,0193	52 200	0,410	210	236	246	285	190	238	310	210	260
229	181	56 500	0,333	197	208	216	249	166	208	243	165	204
197,5	168	61 400	0,283	183	184	184,5	213	142	178	200	140	170
166	156	64 500	0,243	166	168	157,5	182	121	152	169	115	142
150	149	66 000	0,220	156	157	143	165	110	137	152	108	130
134,3	142	69 000	0,198	147	146	129	148	99	124	133	90	112
102,7	128	73 000	0,157	125	124	102,5	118	79	99	106	72	89
87	121	72 000	0,139	112	109	90,5	104	69	87	93	65	79
71	114	71 000	0,122	96	95,5	79	91	61	76	83	55	69
55	107	66 000	0,106	82	80,5	68,5	79	52,5	65	72	50	61
39,5	0,0099	61 000	0,088	62	64,5	57	65,5	43,7	56	58	40	49
		Mittelwert 65 000										

Zur Ermittlung der Spannung im Mittelpunkt der gespannten Membran (Radius a) wollen wir zunächst eine kugelförmige Aufwölbung (Kugelradius ϱ) annehmen, dann besteht zwischen ϱ, a und f die Beziehung (Fig. 22)

$$\varrho = \frac{a^2 + f^2}{2f} \sim \frac{a^2}{2f} \text{ (für kleine } f) \quad . \quad (1)^{2)}$$

wenn darin

$$\mathfrak{E} = E\,h \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (6)$$

als Längenelastizitätsmodul (kg/m) gesetzt wird und auch die Drücke p in kg/m² gemessen werden. $\mathfrak{E}$ ist aus der Aufwölbung f in Tabelle 11 berechnet worden. Aus (4) und (5) folgt

$$S_1 = S_2 = \frac{2}{3}\,\mathfrak{E} \cdot \frac{f^2}{a^2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (7)$$

Es ist somit aus 4)

$$\mathfrak{E} = \frac{3}{8}\,\frac{p\,a^4}{f^3} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4a)$$

[1]) Hierbei bedeutet
f_{20} den Pfeil der Grundwölbung (in Richtung II)
f^* den zusätzlichen Pfeil bei Belastung.

[2]) Bei Parabelwölbung: für alle f

$$\varrho = \frac{a^2}{2f}.$$

[1]) h ist die Dicke des Querschnitts.

Mit dem Radius $a = 0{,}25$ m und dem Mittelwert von $\mathfrak{E} = 65000$ kg/m ist dann

$$S = \frac{1}{64} \frac{p}{f} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3a)$$

$$S = 5{,}57 \cdot \sqrt[3]{p^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5a)$$

$$S = 694000\,(f^2 - 0{,}004^2) \quad . \quad . \quad . \quad (7a)^{1)}$$

Die nach der Formel (4) zu erwartende Proportionalität zwischen f und $\sqrt[3]{p}$ ist nicht vollkommen erfüllt, wie aus den abweichenden Werten von $\mathfrak{E}$ (Tabelle 11, Spalte 3) ersichtlich ist. Die Ursache liegt in der nicht gleichförmigen Dehnung des Stoffes (in Kette und Schußrichtung), der dann auch verschiedene Spannungen in diesen Richtungen entsprechen werden, und dann in den bei höheren Pressungen entstehenden bleibenden Dehnungen. Immerhin ist die Übereinstimmung der nach den verschiedenen Formeln errechneten Spannungen (Spalte 5 bis 10) befriedigend.

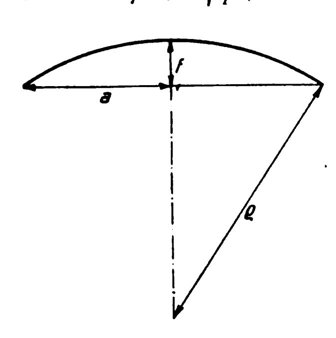


Fig. 22.

Will man aber die besonderen Verhältnisse bei gespanntem Stoff berücksichtigen, so ist es am zweckmäßigsten, von den schon oben aufgestellten Normalcharakteristiken auszugehen, die für den vorliegenden zellonierten Stoff durch die Kurven Fig. 10, S. 10, gegeben sind. Da bei der vollkommenen symmetrischen Aufwölbung des Tuches die Dehnungen ε nach allen Richtungen (also auch nach Schuß und Kette) gleichbleiben müssen, erhält man die Zustandspunkte des Stoffes (die hier für jede Belastung in einen zusammenfallen) in den Schnittpunkten der dünn ausgezogenen parallelen Geradenscharen gleicher Spannungen S_2, so daß die durch diese Schnittpunkte hindurchgelegte Kurve »E« die möglichen Zustände des Stoffes darstellt. Man erhält mit dem abgemessenen oder berechneten Wert der Dehnung sogleich die beiden zugehörigen Spannungen, und zwar S_1 als Abszisse und S_2 als Parameterwert der durch den Zustandspunkt gehenden S_2-Kurven. (Die in Fig. 10 eingeringelten Punkte der Kurve E entsprechen den nach Tabelle 11, Spalte 4, berechneten Dehnungen.)

Ersetzt man, wie früher, die Normalcharakteristiken durch zwei Geradenscharen

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \beta_1 S_1 - c_1 S_2 \\ \varepsilon_2 &= \beta_2 S_2 - c_2 S_1 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

so ist hier

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \frac{2}{3}\,\frac{f^2 - 0{,}004^2}{a^2} \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

woraus

$$\left.\begin{aligned} S_1 &= \frac{2}{3}\,\frac{f^2 - 0{,}004^2}{a^2} \cdot \frac{\beta_2 + c_1}{\beta_1\beta_2 - c_1 c_2} \\ S_2 &= \frac{2}{3}\,\frac{f^2 - 0{,}004^2}{a^2} \cdot \frac{\beta_1 + c_2}{\beta_1\beta_2 - c_1 c_2} \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

Mit den entsprechenden Zahlenwerten für das besprochene Beispiel (vgl. S. 4 oben)

$$\beta_1 = \frac{20}{10^6},\ \beta_2 = \frac{50}{10^6},\ c_1 = \frac{10^{2)}}{10^6},\ c_2 = \frac{20}{10^6} \quad . \quad . \quad (8a)$$

wird dann

$$\left.\begin{aligned} S_1 &= 800000\,(f^2 - 0{,}004^2) \\ S_2 &= 533600\,(f^2 - 0{,}004^2) \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (10a)$$

Beträgt nun die Pfeilhöhe f, so ist die Dehnung bei kugeliger Aufwölbung

$$\varepsilon = \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \frac{2}{3}\,\frac{f^2 - 0{,}004^2}{a^2} = 10{,}67\,(f^2 - 0{,}004^2) = \frac{S}{\mathfrak{E}}{}^{3)} \quad (11)$$

[1]) S. Bemerkung [3]).

[2]) c_1 ist, wie schon erwähnt, stark veränderlich. Für die Rechnung wurde ein Mittelwert bei kleinem S benutzt.

[3]) Bei sehr kleinen Pressungen war der Stoff noch ziemlich schlaff. Beim Spannungszustand $S = 0$ kann erst für eine geringe Aufwölbung $f_0 \sim 4$ mm die erste reine Kugelform der Wölbung festgestellt werden. Von da ab konnte dann die Dehnung ε erst gezählt und die Rechnung so durchgeführt werden, als sei eine Ursprungswölbung f_0 und eine Ursprungsdehnung

$$\varepsilon_0 = 10{,}67 \cdot f_0^2 = 0{,}017$$

vorhanden. Für die Berechnung nach Gl. (3a) gilt aber nur die jeweils wirklich vorhandene Wölbung, also die volle Pfeilhöhe f.

Diesen Dehnungen (Tabelle 11, Spalte 4) entsprechen dann die wahren Spannungen S_1, S_2, welche nebst ihrem Mittelwert ebenfalls in Tabelle 11 angegeben sind. Es ist daraus zu entnehmen, daß in der Tat die Spannungen ziemlich verschieden und im Mittel kleiner sind, als sie bei vollkommen isotropem Stoff sein würden.

Die Druckbelastung des Stoffes wurde schließlich noch weit über die in Tabelle 11 und 12 verzeichneten Spannungen fortgesetzt, bis schließlich ein Zerplatzen des Stoffes eintrat. Die Aufwölbungen folgen dann nicht mehr den oben angeschriebenen Formeln, auch die vereinfachten Normalcharakteristiken (Geradenscharen) sind nicht mehr anwendbar. Zu einer Beurteilung der Spannung gelangt man jedoch angenähert wieder durch Betrachtung gleichzeitig vorgenommener Dehnungsversuche an lackierten Stoffstreifen (Tabelle 12).

Tabelle 12.

kg/m	In Schußrichtung		In Kettenrichtung	
	$S_2 = 0$ Dehnung $\beta_1 S_1$	$S_1 = 0$ Kontraktion $-c_1 S_2$	$S_1 = 0$ Dehnung $\beta_2 S_2$	$S_2 = 0$ Kontr. $-c_2 S_1$
400	1,1	0,2	2,1	1,1
500	1,6	0,9	3,3	1,7
600	2,5	4,5	6,6	2,1
800	3,4	6,4	8	4,5
1000	4,3	7,2	9	5,2
1200	5	—	—	5,8

Die danach gezeichneten Kurven der Normalcharakteristik für größere Spannungen sind in Fig. 23 wiedergegeben.

Dabei ist jedoch weiter zu beachten, daß bei den hohen Pressungen bleibende Deformationen des Stoffes entstehen, die außerdem noch bei längerer Dauer der Belastung stark anwachsen. Die Folge ist, daß die ursprünglich ebene Stofffläche nunmehr auch im unbelasteten Zustand nach einer Kugelkalotte aufgewölbt bleibt (wenn sie sich nicht einbeult),

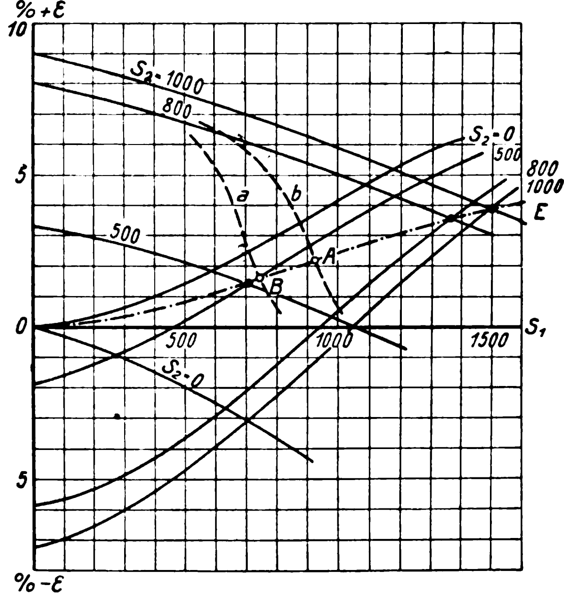


Fig. 23.
Kurve a $S_1 + S_2 = 1250$
Kurve b $S_1 + S_2 = 1450$.

und daß infolgedessen die Pfeilhöhen größer werden. Dann gelten die Gl. (5a), (7a), (10a) nicht mehr. Dagegen führt Gl. (1) und (2) auf

$$S_1 + S_2 = \frac{p\,(a^2 + f^2)}{2f} \sim \frac{p\,a^2}{2f} \text{ (für kleine } f),$$

wozu als zweite Beziehung zwischen S_1 und S_2 noch die erweiterte Normalcharakteristik (Fig. 23) tritt. Zeichnet man in

dieser außer der Kurve E (für $\varepsilon_1 = \varepsilon_2$) noch je eine Kurve ($S_1 + S_2$), so schneiden sich diese im gesuchten Zustandspunkt.

Auf diese Weise erklären sich manche zunächst auffallende Unregelmäßigkeiten. So findet man bei gleichem Drucke p zu Beginn der Versuche (f noch klein) viel höhere Spannungen als später, nachdem die Durchwölbung größer geworden, etwa beim Zurückgehen aus größeren Pressungen. Dies ist aus einigen

Tabelle 13.

kg/m² p	m f	kg/m $S_1 + S_2$	kg/m S_1	kg/m S_2	kg/m S_m
0,1	0,029	1080	620	460	540
	0,046	680	420	260	430
0,2	0,043	1460	920	540	730
	0,050	1250	740	510	625
0,3	0,048	1960	1270	690	980
	0,053	1770	1170	600	885
0,75	0,087	3100	1820	1280	1550

Zahlen der Tabelle 13 deutlich zu erkennen. So war bei einem Versuch

$$p = 0{,}2 \text{ atm}, \ f = 0{,}043, \text{ somit } S_1 + S_2 = 1450$$

nach wiederholter und längerdauernder Belastung zeigte sich dann

$$p = 0{,}2, \text{ atm } f = 0{,}05, \text{ somit } S_1 + S_2 = 1250.$$

Die entsprechenden Kurven ($S_1 + S_2$) in Fig. 23 ergeben damit im ersten Falle den Zustandspunkt

$$A \text{ mit } S_1 = 920, \ S_2 = 530, \ S_m = 725,$$

im zweiten Falle dagegen den Zustandspunkt

$$B \text{ mit } S_1 = 740, \ S_2 = 510, \ S_m = 625.$$

In einer zweiten Versuchsreihe (Tabelle 14) wurde die Belastung bis 0,5 Atm. gesteigert, darauf allmählich auf 0 heruntergebracht und wieder gesteigert usw. Nach der ersten Entlastung war nahezu schon ein endgültiger Zustand mit sehr großen bleibenden Dehnungen erreicht und erst bei größeren Pressungen ging die Spannung wieder hoch.

Tabelle 14.

p kg/m²	f mm	$S_m = \frac{S_1 + S_2}{2}$	f mm	S_m m	f mm	S_m m	f mm	S_m m
0 ↓	0	0	57	0	↓ 57	0	60	0
20	7	53						
71 ↓	13	86	60	30	↓ 58	20		
230	18	100					61	62
1 000	33	475	64	261	60	276	64	261
2 000	47	670	66	505	62	535	65	512
3 000	56	840	↑ 67	750	65	770	↑ 69	731
4 000	61	1 100	68	980	69	990	70	960
	65	1 030						
5 000	68	1 240	—	—	70	1 200	—	—
I. Versuch			II. Versuch		III. Versuch		IV. Versuch	

Bei 0,5 atm = 5000 kg/m² war ein deutliches Knistern (Abblättern des Lacks) zu bemerken und bei 0,75 atm erfolgte das Aufplatzen mit starkem Knall. Das Bild des Bruches (Fig. 24) zeigt einen Riß entlang eines Durchmessers in Schußrichtung, gleichzeitig symmetrische Radialrisse an zwei diametral gegenüberliegenden Randstücken und dann ein Abblättern der Lackschichte in konzentrischen, nach dem Rande zu immer enger liegenden Kreisbogen.

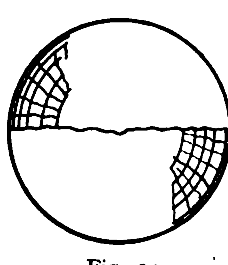


Fig. 24.

In gleicher Weise wie vorhin ist auch die beim Platzen des Stoffes auftretende Spannung mit $S_1 + S_2 = 3100$, $S_1 = 1820$ kg/m, $S_2 = 1280$ kg/m ermittelt worden. Die Zerreißversuche (Tabelle 2) an 5 cm breiten Streifen ergaben dagegen eine mittlere Festigkeit von $S_1 = 1740$ in Schuß und $S_2 = 1620$ in Kettenrichtung.

VI.

Der Zerplatzapparat wurde auch noch verwendet zur Untersuchung der Durchlässigkeit von zelloniertem Stoff gegen Luft. Es wurden zu diesem Zweck aus einer Sauerstofflasche Überdrücke bis zu 3000 kg/m² unter dem Stoff hergestellt, der mit seiner lackierten Seite dem Überdruck

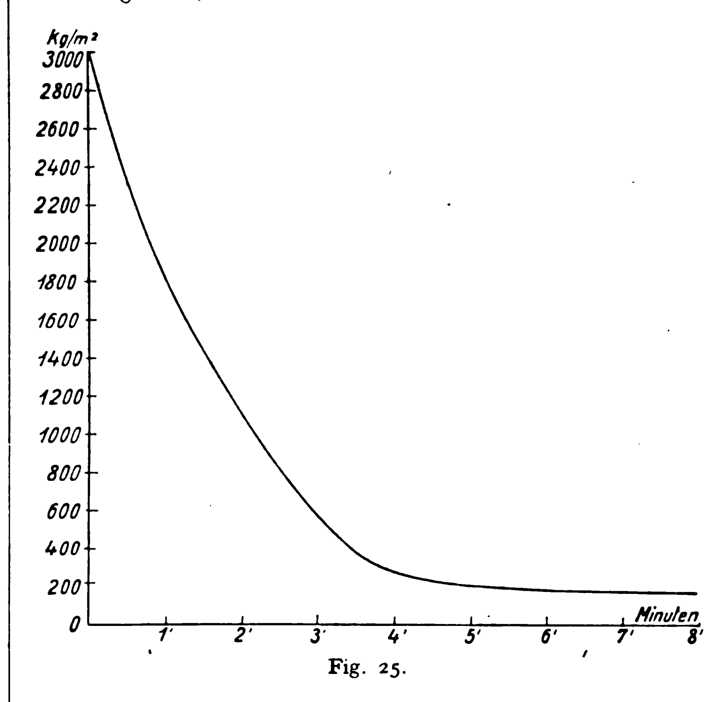


Fig. 25.

ausgesetzt war. Nach Abschluß des Druckhahnes wurde dann die Zeit beobachtet, die zum Absinken des Druckes auf bestimmte Werte erforderlich war. Tabelle 15 und Fig. 25 zeigt den Verlauf für sechsmal getränkten Stoff (BA.).

Tabelle 15.
Zellit B A (Luftdurchlässigkeit).

Überdruck p kg/m²	Zeitdauer (Min.) für das Absinken des Druckes	Bemerkungen
3 000	0	Große Überdrücke (mit Metall-Manometer gemessen)
2 400	25"	
1 800	61"	
1 200	1'56"	
600	2'56"	
230	0	Mit Flüssigkeits-Manometer gemessen
215	48"	
200	1'44"	
182	2'51"	
167	3'57"	
150	5'22"	
120	8'56"	
103	11'17"	
71	18'23"	
55	24'38"	
40	34'15"	
24	56'20"	

Die gleichen Versuche wurden auch bei Verwendung anderen Zellons (L und Z) angestellt und ergaben nur wenig verschiedene Ergebnisse. Lack Z hielt am besten dicht.

Es zeigt sich, daß bei Überdrücken bis zu 200 kg/m² der Stoff dicht genug war, um längere Zeit den Druck zu halten; bei großen Überdrücken verflüchtigt sich dagegen einseitiger Überdruck sehr rasch.

Allgemeine Schlußfolgerungen.

Für die flugtechnische Bewertung einer Lackart sind nach dem Vorstehenden die folgenden Punkte von besonderer Wichtigkeit:

1. Festigkeit des mit dem Lack getränkten Stoffes,
2. Festigkeit der Lackschicht (Geschmeidigkeit),
3. Formänderung des getränkten Stoffes,

4. Spannfähigkeit des getränkten Stoffes,
5. Durchlässigkeit für Luft und Wasser,
6. Erholungs- und Alterserscheinungen,
7. Gewicht.

Da die Anforderungen an Punkt 1 von allen Lackarten in Verbindung mit den üblichen Stoffen erfüllt sind, so bleiben als wesentliche Forderungen in der Reihenfolge ihrer Wichtigkeit:

2. Die Lackschicht darf nicht spröde sein (Risse in der Schicht dürfen nicht unter $S = 600$ kg/m und $\varepsilon = 3\%$ auftreten.

3. Die Durchwölbungen des Stoffes bei Flächenbelastung sollen möglichst gering bleiben.

Als Norm mag angenommen werden, daß für fünf- bis sechsfache Tränkung und 100 kg/m² Belastung das Wölbungsverhältnis nicht mehr als 25% gegenüber dem unbelasteten Zustand zunehmen soll.

4. Nach den Versuchen ist selbst nach sechsfachem Anstrich noch ein deutliches Anwachsen der Spannfähigkeit festzustellen. Zu fordern wäre mindestens 2% Zusammenziehung bei fünffacher und 3% bei sechsfacher Tränkung unter gleichbleibender Belastung gegenüber rohem Stoff.

5. Die Luftdurchlässigkeit, die an einem Zerplatzapparat geprüft worden ist, ist so zu beurteilen, daß ein Abfall des einseitigen Überdruckes von 200 kg/m² auf 100 kg/m² mindestens 10 Min., von 50 auf 25 dagegen etwa 30 Min. dauern soll.

6. Unveränderlichkeit namentlich der Geschmeidigkeit und Undurchlässigkeit selbst nach längerer Zeit und wiederholter Belastung. Die Veränderung der Formänderung nach wiederholter Belastung soll durch die Erholungserscheinungen nach Möglichkeit wieder ausgeglichen werden.

7. Bei sonst gleichen Eigenschaften ist natürlich geringes Gewicht vorzuziehen.

Die hier geprüften Lackarten L, BA und Z passen sich nach den Versuchen diesen Anforderungen in der folgenden Reihenfolge an:

1.	BA	L	Z
2.	BA	Z	L
3.	BA	L	Z
4.	Z	BA	L
5.	Z	L	BA
6.	Z	L	BA
7.	BA	Z	L.

Nach dieser Zusammenstellung dürfte BA wohl als der geeignetste Lack anzusehen sein, wenn nicht in besonderen Fällen der Rücksicht auf bessere Rückbildung der Formänderungen nach Entlastung oder Undurchlässigkeit für Luft noch größere Wichtigkeit beigemessen wird als der großen Geschmeidigkeit von BA, mit der eben größere Dehnbarkeit verbunden ist. Dann würde Z trotz seiner Sprödigkeit und stärkeren Formänderungen anzuwenden sein.

Die Veränderung der Eigenschaften der Lacke mit dem Alter ist noch nicht Gegenstand des Versuchs gewesen, es scheint jedoch aus dem zeitlichen Verhalten der flüssigen Lacke selbst hervorzugehen, daß Lack BA auch hierin den beiden anderen gegenüber vorzuziehen ist.

Vereinfachte Kennlinien für Flügelbespannstoffe.

Mitteilung aus der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Von E. Everling.

Die Untersuchungen von Pröll[1]) über die Dehnung von Flugzeugbespannstoffen bei verschiedenen Belastungen nach Kette und Schuß und die Anwendung der Ergebnisse auf die Wechselwirkungen zwischen Stoff und Flügelfachwerk haben die Bespannungsfragen geklärt und gestatten wertvolle Anwendungen auf die Praxis.

[1]) A. Pröll, Zur Frage der Festigkeit von Tragflächenbespannungen, ZFM 1915, S. 26 u. 42; Versuche mit Stoffen zum Bespannen von Tragflächen, TB Bd. III, S. 57; Der Stoff auf den Tragflächen, ebenda, S. 254; Vorschriften für die Untersuchung von Bespannstoffen, ebenda, S. 282; Tragflächendurchbiegung und Stoffbeanspruchung, ZFM 1919, Heft 11/12, S. 121; ferner die vorstehende Arbeit, S. 1.

Indessen dürfte die Art der Darstellung der Stoffeigenschaften durch die »Normal-Charakteristiken« (NC) nach Haas[1]) gerade denen, die diese Ergebnisse anwenden sollen, das Verständnis der Zusammenhänge erschweren.

Es wird daher im folgenden eine einfachere Darstellung der Dehnungseigenschaften von Bespannstoffen durch Kurven versucht, die als »Kennlinien« bezeichnet seien und in Fig. 2 für den gleichen Stoff dargestellt sind, für den Fig. 1 die Verhältnisse zum Teil in den »NC« wiedergibt[2]).

Der Grundgedanke war, zwei Größen, die ihrem Wesen nach gleich sind, auch in der Darstellung gleichartig zu behandeln[3]). Solche Größen sind aber die Stoffbeanspruchungen und auch die Stoffeigenschaften in Kette und Schuß, da beide Richtungen zwar meist verschiedenes Verhalten zeigen, aber je nach Art des Webens bald die erste, bald die zweite Richtung größere Festigkeit oder Dehnbarkeit aufweist.

Diese symmetrische Darstellung vereinfacht auch die weiteren Untersuchungen außerordentlich; vor allem ergibt sie die von Pröll in seinen Arbeiten zeichnerisch durch Probieren ermittelten Größen unmittelbar als Schnittpunkte von geraden Linien.

Die Einzelheiten zeigt die Gegenüberstellung.

Gegenüberstellung.

Darstellverfahren	Normalcharakteristiken (NC) von Haas	(Normal-)Kennlinien nach Vorschlag des Verfassers
Abgebildet in	zwei Quadranten (Fig. 1)	einem Quadranten (Fig. 2)
Auf der wagerechten Achse	die Längenbelastung (kg/m) S_1 in Schußrichtung	die Längenbelastung (t/m) S_1 in Schußrichtung[4])
Auf der senkrechten Achse	die Dehnungen (vH) ε_1 u. ε_2 nach beiden Richtungen (Schuß und Kette)	die Längenbelastung (t/m) S_2 in Kettenrichtung. Also Symmetrie!
Die eingezeichneten Kurvenscharen sind	Linien gleicher Belastung in Kettenrichtung	Linien gleicher Dehnung (vH)
und zwar die ausgezogenen Kurven	für die Ablesung von ε_1 auf der senkrechten Achse	in Schußrichtung ε_1
die gestrichelten Kurven	für die Ablesung von ε_2 auf der senkrechten Achse	in Kettenrichtung ε_2.

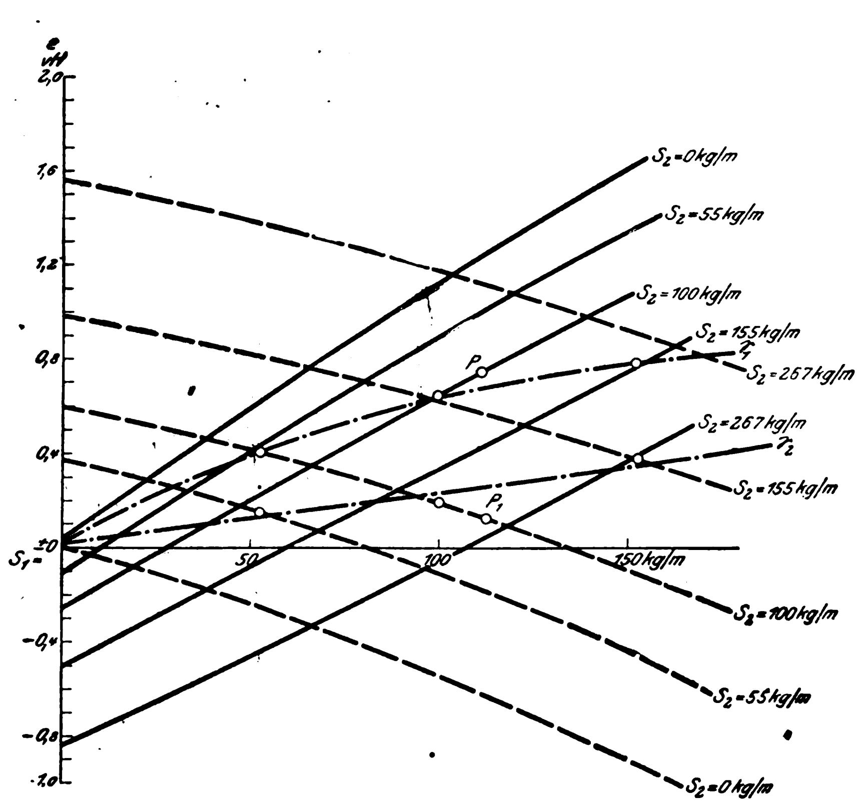
Für gewisse Zwecke braucht Pröll noch eine zweite ähnliche Darstellung, die aus Fig. 1 durch Vertauschen der Rollen von S_1 und S_2 hervorgeht. Beim vereinfachten Verfahren ist diese der Symmetrie wegen unmöglich, aber auch unnötig, da das eine Bild alles enthält. Der Zustand des

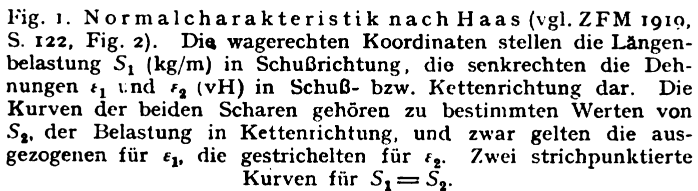
[1]) R. Haas und A. Dietzius, Stoffdehnung und Formänderungen der Hülle von Prall-Luftschiffen, Berlin 1913 (R. Haas, Stoffdehnung und Hüllenform), S. 38 ff. (»Normalcharakteristik« im Gegensatz zu »Schubcharakteristik«).

[2]) Fig. 1 ist mit freundlicher Erlaubnis von Herrn Professor Pröll aus seinem zu vorletzt genannten Aufsatz (Fig. 2 von S. 122) entnommen.

[3]) Dementsprechend sollte man auch Stoffprüfungen unter symmetrischen Verhältnissen vornehmen, also entweder mit wagerechter Stofflage (Haas, a. a. O. S. 40 ff.) oder bei senkrecht hängendem Stoff mit schrägen (X) Stoffkreuzen.

[4]) Es wird hierbei zugleich vorgeschlagen, als Maßeinheit für die Stoffbelastung bei Dehn- und Zerreiß-Versuchen (Kraft auf Länge) nicht kg/m, sondern t/m zu nehmen. Denn z. B. bei den üblichen Zerreißversuchen mit rd. 50 mm breiten Stoffstreifen ist die Kraftangabe auf etwa 1 kg genau, also die Belastung auf 20 kg/m. Trotzdem findet man häufig noch die Einerstelle mit angegeben, also z. B. 1287 kg/m, 1304 kg/m. Richtiger wäre 1290 kg/m, 1300 kg/m. Die Ausdrucksweise 1,29 t/m, 1,30 t/m ist kürzer und gestattet zugleich zum Ausdruck zu bringen, daß die erste Stelle hinter dem Komma (100 kg) genau, die zweite dagegen bereits unsicher ist. (Aus den gleichen Gründen ist für die Angabe von Flughöhen das km dem m, für die Flugzeuggewichte die t dem kg, für die Temperaturabnahme mit zunehmender Höhe, den »Temperaturgradienten«, die Beziehung auf km statt 100 m, also z. B. 6°/km statt 0,6°/100 m, vorzuziehen).




Fig. 1. Normalcharakteristik nach Haas (vgl. ZFM 1919, S. 122, Fig. 2). Die wagerechten Koordinaten stellen die Längenbelastung S_1 (kg/m) in Schußrichtung, die senkrechten die Dehnungen ε_1 und ε_2 (vH) in Schuß- bzw. Kettenrichtung dar. Die Kurven der beiden Scharen gehören zu bestimmten Werten von S_2, der Belastung in Kettenrichtung, und zwar gelten die ausgezogenen für ε_1, die gestrichelten für ε_2. Zwei strichpunktierte Kurven für $S_1 = S_2$.
Auf einer zweiten ähnlichen Darstellung sind S_1 und S_2 vertauscht.

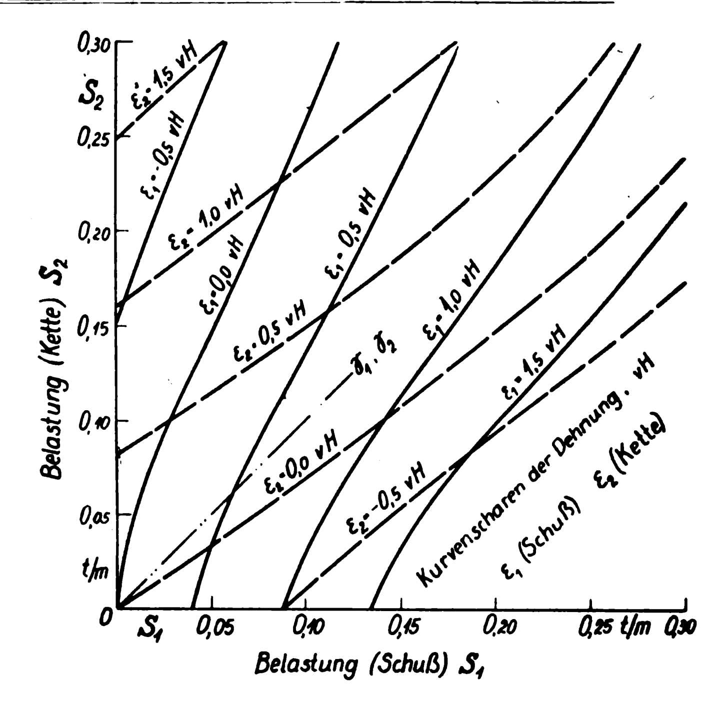


Fig. 2. Vereinfachte Kennliniendarstellung für den gleichen Stoff wie in Fig. 1, nach dem Vorschlag des Verfassers. Hier sind die Belastungen nach Schuß und Kette, S_1 und S_2 (t/m), symmetrisch auf den Achsen aufgetragen, die beiden Kurvenscharen stellen die Dehnungen (vH) nach Schuß (ε_1, ausgezogen) und Kette (ε_2, gestrichelt) dar. Eine strichpunktierte Gerade für $S_1 = S_2$.
Einer zweiten ergänzenden Darstellung bedarf es hier nicht.

Stoffes nach Belastung und Dehnung wird hier eindeutig festgelegt durch einen einzigen Punkt, nicht mehr durch je zwei Punkte senkrecht übereinander, wie in den beiden NC-Darstellungen nach Haas. Dieser »Zustandspunkt« wird jetzt aus je zweien der Bestimmungsstücke auf einheitliche Weise als Schnittpunkt vorhandener Koordinatenlinien und Kurven gefunden. Sind z. B. für irgendeinen Zweck die beiden Dehnungen gegeben, so folgt der Zustandspunkt einfach als Schnittpunkt der entsprechenden Kurven gleicher Dehnung, ohne jedes Probieren.

Die Kurven gleicher Längenbelastung nach Schuß und Kette, $S_1 = S_2$, die von Pröll mit $\mathfrak{S}_1$ und $\mathfrak{S}_2$ bezeichnet werden, fallen jetzt in eine einzige Gerade zusammen, die den Winkel zwischen der S_1- und der S_2-Achse halbiert[1]).

Auch die Kurven gleicher Spannung bei gewölbtem Stoff ergeben sich in jedem Falle als gerade Linien, deren Gleichung einfach die Formel für den Druck p (kg/m²) ist[2]),

$$p = \frac{S_1}{\varrho_1} + \frac{S_2}{\varrho_2},$$

wo ϱ_1 und ϱ_2 die Krümmungshalbmesser (m) nach Schuß bzw. Kette sind. Die Neigung dieser Geraden gegen die wagerechte S_1-Achse ist demnach durch $-\frac{\varrho_2}{\varrho_1}$, die Achsabschnitte sind durch $p \cdot \varrho_1$ bzw. $p \cdot \varrho_2$, der Nullpunktabstand durch

$$\frac{p \cdot \varrho_1 \cdot \varrho_2}{\sqrt{\varrho_1^2 + \varrho_2^2}}$$

gegeben.

Auch der Ansatz[1]) von Pröll

$$\varepsilon_1' = \beta_1 \cdot S_1' - c_1 \cdot S_2'$$

kann unmittelbar dadurch erhalten werden, daß man die Kurven gleicher Dehnung durch parallele gerade Linien ersetzt. Deren Achsabschnitte sind nämlich

$$\frac{\varepsilon_1'}{\beta_1}, \; -\frac{\varepsilon_1'}{c_1}.$$

Die Anwendung auf die Untersuchungen von Pröll über das Verhalten des Bespannstoffes auf den Flugzeugflügeln wird durch die Kennliniendarstellung ebenfalls erleichtert.

Denn die Pröllsche C-Kurve[2]) ist eine Gerade durch den Nullpunkt, die sich nach Bestimmen eines einzigen weiteren Punktes unmittelbar eintragen läßt. Und die C'-Kurve[2]) ergibt sich durch Drehen dieser Geraden um den Nullpunkt.

Die je zwei Zustandspunkte[2]) D und G lassen sich dann einfach als Schnitt der C'-Geraden mit der Kurve der vorgeschriebenen Dehnung ohne jegliches Probieren finden.

Für gewisse Fälle könnte auch die andere mögliche Form einer symmetrischen Darstellung, mit den Dehnungen als Koordinaten und zwei Kurvenscharen gleicher Längenbelastung, in Frage kommen. Doch verdient für die Anwendung, vor allem für die vorliegenden Zwecke, die gewählte Form offenbar den Vorzug. Sie ist auch die naturgemäße für die Darstellung der Versuchsergebnisse, da die Belastungen die gegebenen, die Dehnungen die gemessenen Größen sind.

Zum unmittelbaren Auftragen von Versuchen eignet sich das Kennlinienverfahren (als eine »Isoplethen«-Darstellung) freilich nicht, da man zwar Kurven gleicher Spannung, nicht aber solche gleicher Dehnung versuchsmäßig herstellen kann.

---

[1]) In den Fig. 1 und 2 strichpunktiert.

[2]) Vgl. Pröll, ZFM 1919, S. 122, Gl. (5).

[1]) Vgl. Pröll, TB Bd. III, S. 287, Gl. (8).

[2]) Vgl. Pröll, ZFM 1919, S. 122, Gl. (7) und Text (nächste Spalte oben), auch Fig. 3 und 6.

Zusammenfassung.

Für die Ergebnisse mit Stoffdehnungsmessungen wird an Stelle der »Normalcharakteristiken« nach Haas ein symmetrisches, daher leichter verständliches und wesentlich einfacheres Darstellverfahren durch »Kennlinien« vorgeschlagen.

Diese Kennlinien sind zwei Scharen von Kurven gleicher Dehnung in Schuß- bzw. Kettenrichtung, die Belastungen nach Schuß- und Kettenrichtung sind auf den Achsen abgetragen.

Damit wird der Zustand eines Stoffes durch einen einzigen Punkt anstatt durch zwei bzw. vier beim bisherigen Verfahren festgelegt. Viele wichtige Kurven der »NC«-Darstellung werden hier zu geraden Linien. Die von Pröll durch Probieren ermittelten Zustände ergeben sich in dem Kennlinienbild einfach aus je einem Schnittpunkt.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

(Fortsetzung von Seite 9.)

Es muß, um einen Flugsport auf die Dauer lebensfähig zu erhalten, erreicht werden, daß unsere Flugplätze an den Tagen flugsportlicher Veranstaltungen ebensowenig menschenleer wird, wie es seit vielen Jahren die Rennplätze bei Pferderennen waren. Dem alten Flugplatzübel, daß die Zaungäste weitaus die zahlreicheren sind als die eigentlichen Flugplatzbesucher, kann mit größter Wahrscheinlichkeit durch dasselbe Mittel Abhilfe geschaffen werden, welches mit zur Bevölkerung unserer Rennbahnen beiträgt. Hier ist an den Totalisatorbetrieb für die verschiedensten Wettbewerbe zu denken. Als neuartiger Wettbewerb, der gerade in Hinsicht auf den Totalisatorumsatz recht aussichtsreich erscheint, ist eine Art Luftkampf-Wettbewerb zu nennen. Statt eines scharfen Schusses macht der jeweils schießende Gegner jedesmal eine Aufnahme des anderen Flugzeugs derart, daß man aus der Entfernung beider Maschinen und den Flugrichtungen beider Flugzeuge nach dem Wettbewerb den voraussichtlichen Sieger feststellen kann. Es soll nicht verkannt werden, daß unter den im Felde vorhanden gewesenen Luftkampfbedingungen die technische Durchführung eines derartigen Wettbewerbes fast ausgeschlossen erscheint. Setzt man jedoch gewisse Bedingungen fort, so ist ein solcher Wettbewerb möglich und durchaus auch noch imstande, das Herz manches alten Jagdfliegers zu erfreuen. Ein für diese Methode des Luftkampfes brauchbarer Apparat, bei dem die Zuschauenden und der Beschossene durch Platzpatronen von dem gegnerischen Verhalten Kenntnis nehmen, nach einiger Zeit aber beide Gegner mit einer Anzahl gegenseitiger Aufnahmen tieffriedlich landen, ist bereits konstruiert worden und mit Erfolg in Tätigkeit getreten. Auch Wettbewerbe, bei denen es auf das richtige Einschätzen der Höhen von in der Luft befindlichen Flugzeugen ankommt, versprechen, in Zukunft die Flugplätze besuchter zu gestalten. Es muß hierauf näher eingegangen werden, da der Flugsport geeignet ist, durch Gewinnen des allgemeinen Interesses für diesen auch das allgemeine Interesse für das Friedensflugwesen und damit seine Förderung und vor allem Vertrauen zu ihm zur Folge zu haben.

Mit Rücksicht auf diese Umstände, unter denen eine flugsportliche Tätigkeit möglich ist, wird die Entwicklung von Sportflugzeugen stattfinden. In erster Linie wird es darauf ankommen, den Betrieb des Flugzeugs sowie dieses selbst in den Kosten möglichst herabzusetzen. Durch Vermeidung besonders schwierig herzustellender Konstruktionen sowie durch Verwendung von für heutige Verhältnisse noch sehr geringen Motorenstärken ist dies am ehesten zu erreichen. Es ist nicht ausgeschlossen, daß die Züchtung besonderer, schwachmotoriger Sportflugzeuge mit zur Erreichung des Zieles des motorlosen Segelfluges, bei dem die Luftströmungen die Energiequelle bilden, beiträgt. Die bisher auf dem Gebiete der Segelflugversuche gemachten Erfahrungen werden anderseits nicht ohne Einfluß auf die Konstruktion schwachmotoriger Flugzeuge sein. Neben diesen Maschinen werden im Flugsport sich jedoch auch solche Flugzeuge erhalten können, die Höchstleistungsmaschinen sind und für die unsere modernen Einsitzer durchaus geeignet sind. Wenn auch der Flugsport meist des Fliegens allein wegen betrieben werden dürfte, wird das Streben nach Höchstleistungen wie in jedem anderen Sport sich auch hier teilweise bemerkbar machen und zur Verwendung starkmotoriger Flugzeuge neben der von schwachmotorigen Ma-



Fig. 25.
Fokker-V 40 (35 PS-Anzani-Motor). Neues Sportflugzeug mit Stahlrumpf.



Fig. 26.
See-R-Flugzeug. System Staaken. 4 Motoren in Seitengondeln.

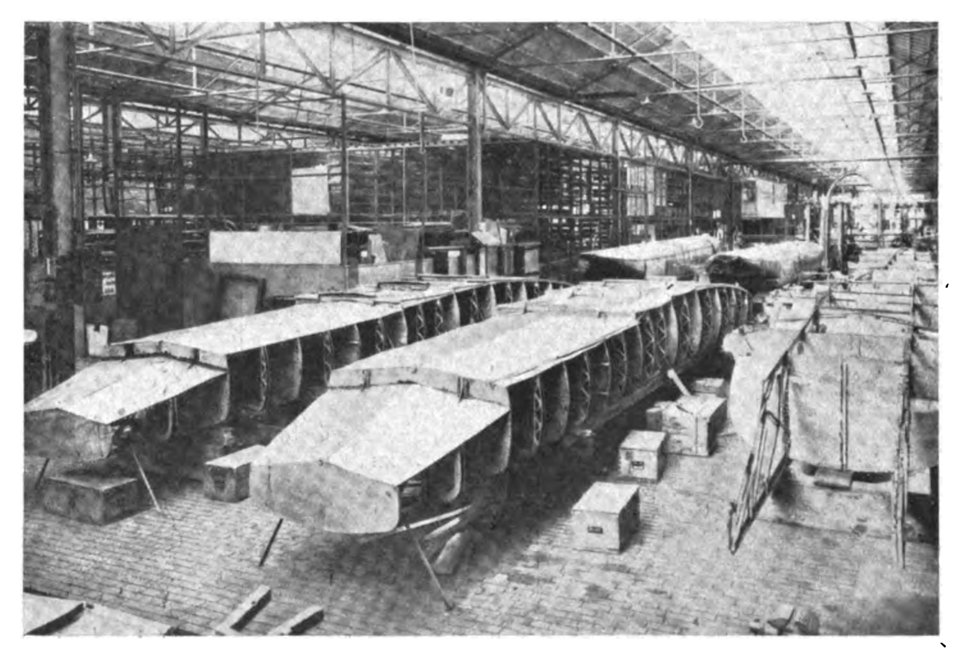


Fig. 27.
Der Schwimmerbau (Duralumin) für See-R-Flugzeuge, System Staaken.

schinen führen. Tatsächlich ist ein gewisser Wert den Höchstleistungen auch nicht abzusprechen.

Die Verwendungsmöglichkeiten des Flugzeugs.

Die Verwendungsmöglichkeiten des Flugzeugs für den Verkehr sind vielfach phantastisch übertrieben worden. Der Verkehrsflugbetrieb bietet bei seinen hohen Kosten nur dann Vorteile, wenn es sich um Flüge von großer Ausdehnung handelt.

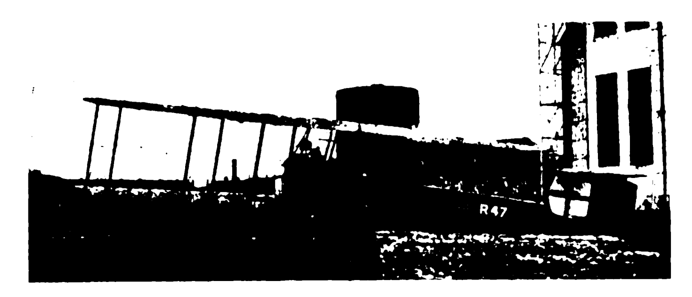


Fig. 28.
R 47. (System Staaken.) Vier Motoren in Seitengondeln, ein centraler Motor. Für jeden Motor eine Luftschraube. Ältere Bauart.

Erst dann ist es möglich, die Vorteile des Flugzeugs, nämlich große Geschwindigkeit sowie Ungebundenheit an vorbereitete Verkehrswege, voll auszunutzen. Auch ist zu erwarten, daß sich die Kosten bei sehr weiten Überlandflügen, z. B. Hamburg-Sydney, nicht so wesentlich höher belaufen werden wie bei einer derartigen Reise mit ihrer langen Dauer. Die Zeit, die bei der erwähnten Strecke gespart werden kann, beträgt etwa 12 Tage, wenn man außer dem Flugzeug die schnellste Reisemöglichkeit annimmt. Dieses Beispiel zeigt, wie sich bei wachsenden Entfernungen die Verhältnisse zugunsten des Flugzeugs verschieben. Auf dieser Erkenntnis wird man weiter aufbauen und sie zur Richtlinie für die Konstruktion von Flugzeugen für den Fernverkehr machen. Unsere modernen Riesenflugzeuge sind als Vorläufer dieser Maschinen zu bezeichnen. Vorerst besitzen wir einen solchen Fernverkehr noch nicht, und es wird auch noch einige Zeit reicher und schwerer Arbeit vergehen, bis er als ernst zu nehmen besteht. Daß er aber kommen wird, läßt sich mit Sicherheit annehmen. Der Fernverkehr bietet für das Flugzeug am meisten Aussicht, eine ziemlich allgemeine Benutzung zu finden, ohne jedoch dabei die anderen Verkehrsmittel jemals etwa verdrängen zu können. Es muß auch der begeistertste Anhänger des Flugzeugs zugeben, daß zur Überwindung sehr großer Strecken ohne jegliche Unterbrechung dem Luftschiff der Vorrang zukommt und daß dem Flugzeug vorerst noch ein Fernverkehr in Etappen eigen sein muß, wenn es sich um größere Flüge mit nennenswerter verfügbarer Nutzlast handeln soll.

(Schluß folgt.)

Bücher-Besprechungen.

Das homogene Stabeck. Theorie der Stabeckspannungen und des Eckmomentes in orthogonalen Stabecken, für die praktische Anwendung mit gebrauchfertigen Tabellen und ausführlichen Rechenbeispielen. Von Dr. E. Posch. Mit 7 Abb. im Text. München und Berlin 1919, Verlag von R. Oldenbourg.

Die Arbeit beschäftigt sich mit der wichtigen Aufgabe der Spannungs- und Formänderungsermittlung in den biegungssteifen Knotenpunkten von rechteckigen Fachwerkrahmen und hat deswegen auch Beziehungen zu den Konstruktionen von verspannungslosen Flugzeugen.

Der Verfasser entwickelt die Vorstellung jedes Rahmenstabes als eines über dem andern Rahmenstab als elastischer Unterlage durchlaufenden Trägers. Aus einem dem Referenten nicht verständlichen Grunde nimmt er dabei die sog. Bettungsziffer, d. h. die Spannung für die Einsenkung 1 gleich dem Elastizitätsmodul und ordnet nun die Gleichungen der Biegungslinie, der Spannungsverteilung und der Momentenfläche in der Schnittfuge der Stabfortsetzung so an, daß die maßgebenden Funktionen aus Tabellen entnommen werden können. Ein Vergleich seiner Ergebnisse mit der Annahme linearer Spannungsverteilung über die Schnittfuge ergibt erheblich ungünstigere Spannungen in der Ecke.

Eine experimentelle Stützung seiner Theorie erbringt Posch nicht, auch einen Vergleich mit der strengen Elastizitätstheorie des ebenen Spannungsproblems in einem winkelförmigen Bereich, d. h. der steifen Ecke lehnt er wegen der Unstetigkeit des Spannungsverlaufs in der Ecke meiner Meinung nach zu Unrecht ab.

Wie weit die Ergebnisse von Posch für die Praxis anwendbar sein werden, hängt von der Bauart des steifen Knotenpunkts im einzelnen ab. Konstruiert man Eiseneinlagen in Monierträgern entsprechend, so kann tatsächlich das Bild eines Trägers entstehen, der elastisch auf dem Kopfende des anderen Trägers ruht. Auch die Knotenbleche oder Flanschverbindungen bei Walzträgern ließen sich wohl so ähnlich einrichten. Freilich müßte, wie oben erwähnt, die Bewertung der Bettungsziffer hierbei sorgfältiger geschehen, wobei die Tabellen ihren Anwendungswert nicht zu verlieren brauchten.

Sodann scheint mir die von Posch eingeführte Winkeländerung d_0 der inneren Begrenzungslinien nicht die Wichtigkeit zu haben, die der Verfasser ihr beilegt. Für die Systemberechnung kommt es doch auf den Winkel zwischen den Stabachsen an. R.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40, pt. — Fernsprecher: Amt Lützow 6508.

1. Mitglied der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt kann jeder werden, der auf dem Gebiet der Luftfahrttechnik oder Luftfahrtwissenschaft tätig ist, oder von dem sonst eine Förderung der Gesellschaftszwecke zu erwarten ist. Der Beitrag beträgt M. 40,— jährlich.

Die Mitglieder haben das Recht auf kostenlosen Bezug der Zeitschrift und des Jahrbuches der Gesellschaft, ferner zur Teilnahme an der Jahresversammlung und den monatlichen Sprechabenden.

Anmeldungen werden an die Geschäftsstelle erbeten, die das Weitere veranlaßt.

2. Die nächste Jahresversammlung findet voraussichtlich im Mai statt. Es wird gebeten, Vorträge jetzt schon anzumelden, Ferner werden die Mitglieder gebeten, in ihrem Bekanntenkreise eifrig für die W. G. L. zu werben.

3. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Alfred Richard Weyl, stud. ing., Charlottenburg 5, Kaiserdamm 4.

Dipl.-Ing. Leyensetter, Cannstatt, Hohenstaufenstr. 3.

Wolfgang Klemperer, Dresden, Lennéstr. 2.

Obering. Georg König, Berlin-Dahlem, Podbielskyallee 61.

Oskar Messter, Berlin W. 9, Leipzigerstr. 110/111.

Ing. Adolf Hintze, Adlershof, Handjerystr. 12/III.

Direktor Dr. E. B. Wolff, Amsterdam, Marinewerft.

Ing. Jaretzky, Berlin NW. 52, Kirchstr. 13/II.

Fabrikbesitzer Richard Goetze, Schloß Unterlind b. Sonneberg S. M.

Prof. P. Meyer, Delft (Holland), Spoorsingel 29.

Obering. Paul Stumpf, Breslau, Kaiser Wilhelmstraße 161/II.

Außerordentliche Mitglieder:

Deutsche Luft-Reederei, Berlin NW. 7, Sommerstr. 4.

Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin W. 9, Bellevuestr. 5a.

4. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. Hatlapa, Merklinde i. W., Wittenerstr. 77.

Dipl.-Ing. E. von Lößl, München, Alexanderstr. 1/III.

Dipl.-Ing. W. E. Dörr, Direktor des Luftschiffbau Zeppelin, Überlingen a. B.

Dipl.-Ing. Schleusner, Düsseldorf, Steinstr. 75.

Direktor Otto Marx, Charlottenburg, Bismarckstr. 71.

Die Geschäftsstelle.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(N ach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Luftverkehr Danzig—Warschau—Krakau. Der von polnischen Kapitalisten Fürst Lubomirski u. a.) fertig vorbereitete Plan für die Linie Danzig—Warschau—Krakau, die zunächst nur diese Städte, später auch größere Zwischenorte berühren soll, ist durch den Minister für Post- und Telegraphenwesen an den Eisenbahnminister weitergeleitet worden. Geplant ist eine Aktiengesellschaft unter Beteiligung der polnischen Regierung, polnischer Kapitalisten und der englischen Flugzeug-Gesellschaft Handley-Page mit je M. 5500000, so daß das Gesamtkapital M. 16500000 betragen würde. Als Flugzeuge sind die jetzt auf der Strecke Paris—London verkehrenden zweimotorigen Handley-Page-Typen ausersehen. Die Entfernung von Danzig bis Warschau (290 km) würde in 2½ Std., von Warschau bis Krakau (260 km) in 2¼ Std. durchflogen werden. Die Flugzeuge sind auf 7 Passagiere oder 1377 kg Post und sonstige Nutzlast eingerichtet. (»B. Z. am Mittag«, Bln., 30. 12. 19, Nr. 297.) ND. 2.

Im Flugzeug zum Südpol. Der Organisator einer neuen Südpolforschungsreise, John Cope, der frühere Arzt und Biologe Shackletons, hielt kürzlich im Mansion House einen Vortrag, in dem er seinen Plan entwickelte. Die Forschungsreise soll fünf Jahre dauern. Das Schiff »Terra-Nova«, in dem Kapitän Scott seine letzte Reise unternahm, wird die Mitglieder an Bord nehmen und soll England im nächsten Juni verlassen. Cope will versuchen, durch Überfliegung der Eisbarriere den Südpol mittels Flugzeuges zu erreichen. Er hofft, durch drahtlose Telegraphie immer mit der zivilisierten Welt in Verbindung zu bleiben. (»Tägl. Rundschau«, Berlin, 4. 1. 1920.) ND. 2.

Wettbewerbe.

Die italienische Regierung hat soeben einen mit 2 Mill. Lire ausgestatteten **Wettbewerb für Post- und Transportflugzeuge** ausgeschrieben. Den Preis erhält das Flugzeug, das am vorteilhaftesten und zweckmäßigsten gebaut ist. (»l'Auto«, Paris, 17. 12. 19.) ND. 2.

Rumpler-Preis. Die deutsche Luftsport-Kommission schreibt einen von Herrn E. Rumpler, Augsburg, gestifteten Preis in der Höhe von M. 20000 (Rumplerpreis) aus für ein Instrument (oder eine Gruppe von Instrumenten), durch welches die Geschwindigkeit eines Flugzeuges bei einer bestimmten Luftdichte und die Zeit aufgezeichnet werden. Die Luftdichte und der Luftdruck sollen zur Nachprüfung ebenfalls aufgezeichnet werden, und der Flugzeugführer soll in der Lage sein, nach dem Instrument oder der Gruppe von Instrumenten das Flugzeug in der gleichen Luftdichte zu halten.

Eine reine, wenn auch an sich brauchbare Zusammenstellung bereits bekannter Einzelinstrumente hat keinen Anspruch auf Preiszuerteilung, wohl aber solche Gruppen von Instrumenten, in denen mindestens ein Teilinstrument einen wesentlichen, neue Wege weisenden Fortschritt bringt.

Als Veranstalter des Wettbewerbes gilt der Aero-Club von Deutschland.

Bestimmungen für die Austragung des Wettbewerbs.

1. Einlieferung.

Die für den Wettbewerb bestimmten Meßgeräte müssen versiegelt bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Adlershof, bis zum 1. Oktober 1920, mittags 12 Uhr, eingegangen sein. Spätere Einlieferung ist unzulässig. Es sind mindestens zwei vollständige und übereinstimmende Ausführungen der Meßgeräte einzuliefern.

Bei der Einsendung sind beizufügen:

1. Anschrift des Einsenders,
2. zwei Ausfertigungen einer Bedienungsvorschrift mit erläuternden Schnittzeichnungen und Abbildungen,
3. das für den Wettbewerb nötige Aufzeichnungsmaterial, welches auf mindestens 10 Prüfungen zu bemessen ist, das aber, falls es nicht ausreicht, auf Wunsch der Prüfstelle in erforderlichen Mengen nachgeliefert werden muß,
4. der Nachweis, daß eine, bei der Zulassung zum engeren Wettbewerb zurückzuzahlende Gebühr von M. 100 auf das Postscheckkonto der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Direktion, Postscheckamt Berlin 26285 eingezahlt worden ist,
5. eine Erklärung, daß Bewerber sich den zu stellenden Prüfbedingungen unterwirft.

2. Preisgericht.

Das Preisgericht setzt sich zusammen aus den Herren:
Vorsitzender: Professor Dr. L. Prandtl, Göttingen;
Mitglieder: Dr.-Ing. Wilh. Hoff, Köpenick, Generaldirektor E. Rumpler, Augsburg, Hptm. a. D. Kurt Schwarzenberger, Halensee, Prof. Dr. Kurt Wegener, Hamburg.

Die Entscheidung des Preisgerichts erfolgt nach Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Die Deutsche Luftsport-Kommission kann zur Ergänzung des Preisgerichts weitere Herren berufen.

3. Prüfstelle und Prüfverfahren.

Die Prüfstelle und das Prüfverfahren sind vorbehalten.

4. Übereignung des preisgekrönten Instrumentes.

Ein Exemplar des preisgekrönten Modells, und zwar nach Wahl des Preisgerichts, geht in das Eigentum der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt über.

5. In allen Zweifelsfragen entscheidet das Preisgericht unter Ausschluß des ordentlichen Rechtsweges, jedoch ist eine Berufung innerhalb 14 Tagen an die Deutsche Luftsport-Kommission zulässig. (Sonderbericht.) ND. 3.

Der Flugzeug-Wettbewerb beim Sportfest in Juvisy geht nach folgendem Plan vor sich:

3 Klassen von Flugzeugen sind zugelassen:

1. Einsitzer. — Mindestgeschwindigkeit: 120 km/h, Nutzlast: 130 kg.
2. Zweisitzer. — Mindestgeschwindigkeit: 120 km/h, Nutzlast: 130 kg.
3. Mehrsitzer mit einem oder zwei Motoren. — Mindestgeschwindigkeit: 120 km/h, Nutzlast: mindestens 300 kg und bei mehr als 3 Passagieren je 100 kg. Betriebsstoff für 3 Flugstunden.

Preisgericht. Die Flugzeuge, die die Bedingungen erfüllt haben, werden von einem Preisgericht bestimmt.

Wettbewerb. Die Flugzeuge der 1. und 2. Klasse müssen nach Durchfliegen einer vorgesteckten Strecke in einem Kreis von 100 m Durchmesser landen, die der 3. Klasse in einem Kreis von 150 m Durchmesser. Der Kreis wird kenntlich gemacht durch eine Linie, die in einer Höhe von 0,75 m vom Boden sichtbar angebracht wird. Falls kein Apparat diese Bedingung erfüllt, kann der Durchmesser des Kreises um 25 m erweitert werden. Jeder Apparat, der bei der Landung umschlägt oder irgendeine Beschädigung erleidet, wird disqualifiziert.

Die Punkte werden gewertet nach:

1. Abheben vom Boden,
2. Landung auf der kürzesten Strecke.

Die Flugzeuge, die sich am Wettbewerb beteiligen, müssen französisches Fabrikat sein und dürfen nur von Piloten gesteuert werden, die im Besitz eines militärischen Führerscheines sind.

Das Ausscheidungsrennen geht auf der Strecke Juvisy—Choisy—le-Roi vor sich, die fünfmal hin und zurück durchflogen werden muß.

Das Nenngeld beträgt Frs. 200 je Flugzeug. (»l'Auto«, Paris, 2. 1. 20.) ND. 3.

Amerika.

Ingenieur W. Kamp stellt folgende Betrachtungen über einen Verkehr mit Luftschiffen in Amerika an:

Der Verkehr soll täglich zwischen Neuyork und San Francisco stattfinden und mit einem Aufenthalt von 4 Stunden in Chicago, 48 Stunden in Anspruch nehmen.

Ausgeführt werden soll er von 6 Luftschiffen zu 70 t, 3 andere dienen zur Reserve.

Die täglichen Kosten sind auf Doll. 2782,19 pro Luftschiff veranschlagt, die sich folgendermaßen verteilen:

6% Tageszinsen auf Doll. 500000	Doll.	82,19
Versicherungsprämie während des Fluges (Unfall, Bruch usw.)	»	1300,00
Unterhaltungskosten, Gas, Reparaturen, Gehälter	»	1400,00.



Ingenieur Kamp nimmt an, daß in den ersten 4 Monaten der Tarif für die Benutzung der Luftschiffe, da sie noch ganz neu sind, ziemlich hoch sein wird. Er veranschlagt ihn wie folgt:

50 Reisende à Doll. 500	Doll. 25000
27 t Post	» 66000
	Doll. 91000.

Das bedeutet eine tägliche Einnahme von Doll. 26000 gegen eine Ausgabe von Doll. 2782,19.

Der tägliche Reingewinn beträgt also Doll. 23216,81 und wenn man hiervon 10% für Gesamt-Verlust-Risiken abzieht, bleibt immer noch ein Nettogewinn von Doll. 20896,63.

Mit anderen Worten: ein Luftschiff, das 4 Monate lang ohne Unfall fliegt, bezahlt mehr als 5mal seinen eigenen Wert und wirft außerdem einen beträchtlichen Reingewinn ab.

Außer der gewöhnlichen Postbeförderung wird man auch einen nennenswerten Nutzen aus einem Eilverkehr für wertvolle Waren ziehen können. (»La Gazette«, Brüssel, 2. 12. 19.) ND. 2.

Kartographie von Brasilien. Dr. Ribas Cadaval hat ein Verfahren für Luftphotographie in Verbindung mit dem Kinematographen für Topographie in Anwendung gebracht, das von besonderem Nutzen für die Vermessungen der unkultivierten Gegenden im Nordosten des Landes ist. Es wird angenommen, daß 15 bis 20 Jahre erforderlich wären, um die Vermessung dieser Strecke von 80000 km durchzuführen. (»Aeronautics«, Nr. 321, London, 11. 12. 1919.) ND. 2.

Chile. Warenbedarf. Wie »British & Latin American Trade Gazette« mitteilt, bietet sich in Chile eine ausgezeichnete Gelegenheit zum Absatz von Waren aller Art, da das Land zurzeit großen Warenhunger besitzt und über die nötigen Geldmittel verfügt. Vor allem werden u. a. auch Kraftwagen und Flugzeuge genannt. (Nachr. f. Handel, Ind. und Landw.«, Bln., Nr. 153, 29. 12. 1919.) ND. 2.

Britisches Reich.

Ballone zur Lufterforschung. Gemäß dem Bericht des meteorologischen Komitees beträgt die Zahl der im Jahr 1918 zu selbsttätigen Aufzeichnungszwecken aufgelassenen Ballone 13176 im Monat.

Im Jahre 1914 wurden Beobachtungen mit Führer-Ballonen ausschließlich in South Farnborough, Upavon, Aberdeen und einigen wenigen anderen Stationen angestellt.

Während des Krieges hat das meteorologische Bureau Nachrichten über die durchschnittliche Temperatur und Dichte der verschiedenen Luftschichten veröffentlicht. Diese Nachrichten waren ursprünglich von denen eingezogen worden, die sich für die Arbeit der Motoren in den verschiedenen Höhen interessierten, jedoch erwies es sich späterhin, daß dieselben auch von Wert für die Artillerie und die Flieger waren. (»Aeronautics«, Nr. 321, London, 11. 12. 1919.) ND. 2.

Die Klassifizierung von Luftfahrzeugen ist von Lloyds übernommen worden. Ähnlich wie bei Seeschiffen werden Luftschiffe und Flugzeuge klassifiziert und registriert werden, sobald die Handelsluftfahrt einen stationären Betrieb aufweisen wird. Für die Untersuchung und Eintragung kommen alle gebauten Typen in Frage, die in ein Register, ähnlich Lloyds Schiffsregister zusammengefaßt werden. (»Berliner Tagebl.«, Bln., 22. 12. 1919.) ND. 3.

Ein neuer »Handley-Page«. Die Firma Handley-Page hat soeben ein neues zweimotoriges Flugzeug fertiggestellt, das für den Reiseverkehr bestimmt ist. Ausgestattet ist es mit zwei 450 PS »Napier-Lion«-Motoren; die Höchstgeschwindigkeit beträgt 180 km/h, die Landegeschwindigkeit 72 km/h, die Nutzlast 2 t oder 20 Reisende und die größte Flugstrecke 800 km.

Die hauptsächlichsten Maße sind:

Spannweite 23 m, Gesamtlänge 18,25 m, Höhe 5,20 m, Inhalt des Brennstoffbehälters 1150 l, des Ölbehälters 700 l.

Der Insassenraum, in dem man keine Holme oder Streben sieht, ist ein vollkommener fliegender Salon: 15 Reisende haben je ein Fenster für sich, elektrische Beleuchtung, Spiegel, Uhr, drahtlose Telegraphie, Telephon und Toilette sind vorhanden; die Sessel sind gepolstert und mit einem Behälter für Karten, Bücher, Papiere usw. versehen. Ein geräumiges Abteil zwischen Salon und Führerstand dient zur Aufnahme des Gepäcks.

In der Mitte des Insassenraumes ist ein Gang; eine Tür am vorderen Ende gestattet, mit dem Führer in Verbindung zu treten. Für die Reisenden sind bequeme seitliche Eingänge vorgesehen, eine Schiebetür im Fußboden erleichtert das Hantieren mit dem Gepäck. Das Motorgeräusch ist so sehr gemindert, daß eine Unterhaltung möglich ist. Nach einer Probefahrt von 20 Minuten flog der Apparat in 1 Stunde 50 Minuten von London nach Paris und landete glatt in le Bourget. (»La Suisse«, Genf, 9. 1. 20.) ND. 3.

Deutschland.

Vereinsgründung. In Dresden ist eine Gesellschaft »Flug und Wissenschaft« gegründet worden. (Sonderbericht.) ND. 4.

Frankreich.

Benzinmonopol. Ein Gesetz ist in Vorbereitung, das für Benzin und Mineralöle ein Regierungsmonopol errichtet. Die neue Behörde wird die Einfuhr von raffiniertem Benzin, Öl und Mineralölen gänzlich in die Hände bekommen. Die Reinigung und der Kleinverkauf wird den Privatunternehmen vorläufig überlassen werden, möglicherweise mit einer Art Gewinnbeteiligung der Regierung. Man erwartet, daß das Einfuhrmonopol dem Staate annähernd pro Jahr L 2000000 einbringen wird. (Der Motorwagen, Berlin, den 31. Dezember 1919.) ND. 3.

Japan.

Die Luftfahrt in Japan. Im Jahre 1911 begann in Japan die Entwicklung der Luftfahrt, seitdem ist sie bedeutend vorgeschritten, obgleich sie durch die Bodenbeschaffenheit des Landes mit beträchtlichen Schwierigkeiten zu kämpfen hat. Die japanischen Flieger sind in Frankreich und zum Teil in einer Privatschule bei Tokio ausgebildet worden. Der geplante Luftpostdienst hat bisher noch nicht eingerichtet werden können, da noch mancherlei Hindernisse zu überwinden sind.

Drei Luftfahrt-Vereinigungen wurden gegründet:
Der Kaiserliche Luftfahrt-Dienst;
die Nationale Luftfahrt-Gesellschaft und
Dr. Kishis Luftfahrer-Schule. (»Aeronautics«, Nr. 321, London, 11. 12. 19.) ND. 2.

Schweiz.

Schweizer Luftverkehrs-Gesellschaften. Eine Schweizer Luftverkehrs-G. m. b. H. ist unter dem Namen »Ad Astra« gegründet worden.

Das italienische Wasserflugzeug »Savoia« (180 PS für Passagiere) soll als Beförderungsmittel dienen; Genf—Luzern—Zürich—Friedrichshafen ist als Flugstrecke in Aussicht genommen.

Das Unternehmen soll mit schweizer Kapital und Personal betrieben werden.

Ein zweites kleineres Unternehmen hat die »Schweizer Luftfahrzeuggesellschaft« in Zürich.

Beabsichtigter Luftverkehr Zürich—Lugano.

Ein deutsches Flugboot, mit Ausnahme der Flügel aus Aluminium gebaut, 15 m lang, 2,6 m breit, mit zwei 260 PS-Maybach-Motoren und einer Kabine von 6 Plätzen, wird zu diesem Zweck in Zürich erwartet. Gewicht des Flugbootes leer 3 t, mit Bemannung und Ausrüstung 4 t. (»Aeronautics«, Nr. 319, London, 27. Nov. 19.)

In Ergänzung dazu teilt »Het Vliegveld« Heft Nr. 12 vom Dezember 1919 über die »Ad Astra«-Gesellschaft mit:

Die Luftfahrtgesellschaft »Ad Astra« fügt sich als Glied der geplanten Luftverbindung Stockholm-Genua ein.

Sie hat bei der Zeppelinfabrik in Friedrichshafen ein großes Wasserflugzeug von 21 m Flügelweite bauen lassen, das u. a. die 100 km große Entfernung zwischen Zürich und Friedrichshafen in etwas mehr als einer halben Stunde zurückgelegt hat.

In der bequem eingerichteten Kajüte ist reichlich Platz für 6 Passagiere.

Die Luftroute der »Ad Astra« ist: Genf, Lausanne, Zürich, Romanshorn und Friedrichshafen — dort Anschluß an das deutsche Luftschiff »Bodensee«, womit der Weg nach München, Berlin bis Stockholm fortgesetzt werden kann.

Mittels eines italienischen Flugzeuges oder kleinen Luftschiffes plant man Weiterverbindung zwischen Genf und Genua (von halbstarrem System).

In nicht mehr langer Zeit werden von Genua Fluglinien nach Sardinien, Sizilien, Tripolis, vielleicht auch nach Algiers ins Leben gerufen. ND. 2, 3.

Skandinavien.

Am 1. Januar 1920 trat in Schweden die Kgl. Verordnung vom 10. Oktober 1919 (So. F. 127/1919) **über die Abnahme von Fahrzeugkompassen** in Kraft. Sie enthält bauliche Anforderungen und Vorschriften über die Kennzeichnung durch Namen, Nummer des Herstellers und Kennmarke. Auch Kompasse für kleinere Fahrzeuge können geprüft werden. Geräte, die allen Anforderungen genügen, erhalten einen Prüfschein (Zertifikat), solche, die nur teilweise genügen, einen Zulassungsschein (»Brauchbarkeitsbeweis«). Beide gelten höchstens 5 Jahre, die vollständige Untersuchung kostet 5, der »Brauchbarkeitsbeweis« 2, die Prüfung der Luftkompaßrosen Kr. 3. Prüfstelle ist die nautisch-meteorologische Anstalt, oder von ihr beaufsichtigte Ortsbehörden. (»Svensk Motortidning«, Bd. 14, 15. Dezember 1919.) ND. 3.

Spanien.

Die »Gaceta de Madrid« enthält in ihrer Nummer 330 vom 26. November 1919 ein Königlich Spanisches Dekret vom 25. November 1919, betreffend die **Regelung der Luftfahrt in Spanien.**[1])

[1]) Ist als Anlage 1 des »Nachrichtendienstes« Nr. 2 in Übersetzung erschienen.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbeschreibung. Fortschritte im Wasserflugzeugbau. (Progress in Naval aircraft.) Der Bericht vom Vorstand des Bau- und Werftamtes der Marine (Bureau of Construction au Nepair, Navy Departement) in Washington schildert die Gründe zum Bau der amerikanischen N.C.-Wasserflugzeuge, wie sie beim Fluge über den Atlantischen Ozean benutzt wurden.

Anfang 1918, gerade als die Naval Aircraft Factory sich anschickte, das Curtiss-Flugboot H-16 im großen herzustellen, wurden die Entwürfe des englischen Flugbootes F-5 herübergebracht mit der Weisung, die Erzeugung auf diese Bauart umzustellen. Bei näherer Prüfung erwiesen sich aber folgende Abänderungen an den Plänen als erforderlich:

1. Da an Stelle der Rolls Royce-Liberty-Motoren einzubauen waren, mußten sämtliche Öl-, Wasser- und Brennstoffleitungen sowie die Anlaßvorrichtung neu verlegt werden.
2. Alle Metallteile mußten in solche geändert werden, die bei Vermeidung von Handbearbeitung Herstellung durch Pressen im Gesenk ermöglichen.
3. Alle Bolzen, Muttern und Stifte waren durch amerikanische Normen zu ersetzen.
4. Einbau von Doppelsteuern statt der vorhandenen einfachen, gemäß allgemeiner amerikanischer Übung.
5. Ersatz der nicht ausgeglichenen Ruder durch ausgeglichene.
6. Ersatz der Bombenaufhängung durch solche nach amerikanischem Muster.
7. Änderung der Bauart des Bootskörpers von der mit Querspannen nach englischem Muster in die mit Längsstreben nach amerikanischem Muster.
8. Ersatz der Stiele und Flügelholme aus mehreren Holzlagen durch solche aus fester Holzkonstruktion zum Zwecke der Holzersparnis.
9. Boden und Stufen des Bootes nach amerikanischer Bauart abzuändern.
10. Statt Leinenstoff Baumwollstoff als Flügelbezug zu verwenden.
11. Verstärken der Schwanzkonstruktion an den schwach scheinenden Stellen.
12. Ändern aller Fabrikationspläne in der Weise, daß der Zusammenbau aus auswechselbaren, von vielen Unterlieferern hergestellten Einzelteilen möglich wird.

Daraus ist bereits zu ersehen, daß die Grundlagen der N.C.-Seeflugzeuge nicht in dem englischen Vorbilde zu suchen sind.

Infolge einer Anregung durch Admiral D. W. Taylor am 25. Aug. 1917 hat der Verfasser Pläne für derartige Seeflugzeuge ausgearbeitet, obgleich Erfahrungen mit Bauten von solchen Abmessungen damals noch nicht vorlagen. Da die Einrichtungen des Bau- und Werftamtes nicht ausreichten, so wurde sehr bald die Curtiss Aeroplane and Motor Construction Company schon für die Ausarbeitung der Entwürfe zugezogen. Die gemeinsame Arbeit begann in Buffalo im Oktober 1917 mit dem Bau des Bootskörpers, der bei 13,7 m Länge und 3,05 m Breite einen doppelten Boden in V-Form mit einer einzigen Stufe aufweist und sich bei einer Geschwindigkeit von 96 km/h aus dem Wasser hebt. Er hat 5 Schotten, die durch wasserdicht verschließbare Türen miteinander verbunden sind, und außerdem einen durchlaufenden Seitengang. In sechs Schottenräumen sind von vorn nach hinten untergebracht: Der Ausguck, der Führer, die Mannschaft, in zwei Abteilen der Brennstoffvorrat und hinten der F.T.-Dienst. 5 Mann Besatzung sind erforderlich, meist wird noch einer zur Aushilfe mitgenommen.

Der Bootskörper, bei dessen Formgebung einerseits auf Verminderung von Luft- und Wasserwiderständen, anderseits auf Milderung der Stöße beim Aufsetzen auf das Wasser Rücksicht genommen ist, wiegt leer 1,27 t bei der zehnfachen Wasserverdrängung. Der Kiel und die Planken bestehen aus Sittka-Spruce, die Längsfestigkeit wird durch zwei Träger aus Spruce-Holz erreicht, die mit Stahldrähten verstärkt sind. Um die Holzbeplankung wasserdicht und trotzdem dünn zu erhalten, ist zwischen sie eine Lage leimgetränkten Baumwollstoffes eingelegt. Im Entwurf der Linien weicht der Bootskörper insofern wesentlich von den bisherigen Flugbooten ab, als die Breite wesentlich vermindert ist. Es war bisher üblich, auf 1000 kg Wasserverdrängung nicht weniger als 5,6 m Breite zu rechnen und diese Breite noch künstlich durch Seitenflossen zu erhöhen. Demgegenüber ist bei den N.C.-Booten zum ersten Male der Versuch gemacht worden, das Gleiten mehr durch die Geschwindigkeit als durch die Bootsbreite hervorzurufen und der Abflug vom Wasser erreicht worden, obgleich die Breite nur 2,4 auf 1000 kg Wasserverdrängung betrug. Diesen Erfolg verdankt das Boot den glatten Linien des Hinterschiffes, die eine Geschwindigkeit bis zu 104 km/h auf dem Wasser bei voller Motorleistung ermöglichen und bei dieser Geschwindigkeit kann der Führer die Trimmlage des Bootes ändern, da das Boot nicht nur auf der etwas hinter dem Schwerpunkt gelegenen hohen Stufe gleitet, sondern sich gleichzeitig auch auf das Heck stützt, das eine Art zweiter Stufe darstellt. Die günstigste Trimmlage, die bei den Modellversuchen in der Werft Washington zu 8°, bezogen auf das Heck, ergab, wurde durch die Erfahrung bald festgestellt. Mit diesem Trimm bringt der Führer das Boot auf volle Geschwindigkeit, bis es auf dem Wasser gleitet; dann wird der Trimm auf 6° vermindert, um den Luftwiderstand der Flügel herabzusetzen, wobei der Geschwindigkeitsmesser die notwendige Fluggeschwindigkeit anzeigt. Dann wird in einem günstigen Augenblick der Anstellwinkel der Flügel auf 15° und dementsprechend die Trimmlage des Bootes auf 12° erhöht, so daß sich beide anheben. Kennzeichnend für den N.C.-Bootskörper ist, wie leicht er sich mit dieser hohen Geschwindigkeit auf dem Wasser halten läßt.

Für den Aufbau des Bootskörpers ist das amerikanische Verfahren der Längsversteifung kennzeichnend. Das Innere ist durch Querschotte unterteilt; diese bestehen aus zwei vernieteten Lagen Holz, zwischen denen eine mit Marineleim getränkte Leinenschicht befestigt ist, sie zeichnen sich durch geringes Gewicht und hohe Festigkeit aus und behalten selbst bei starken Verzerrungen ihre Wasserdichtheit. Der Leim soll auf die Nietlöcher in den Holzlagen fließen. Der Schwanz gleicht in Größe und Aufbau einem üblichen Doppeldecker und hat mehr als 45 qm Fläche. Die beiden Flossen werden von drei hohlen Holzstielen getragen, so daß sie von den Wellen nicht getroffen werden und das Abfeuern eines Geschützes vom Heck aus nicht hindern. Nach Windkanalversuchen der Werft in Washington sind diese Flossen um 1° gegen die Tragflügel geschränkt. Bei den Versuchsflügen lag das Flugzeug auch sehr gut in der Luft. Da bei derartigen Abmessungen keine schnellen Manöver erforderlich sind, konnte man mit der Bausicherheit wesentlich herabgehen. Alle Ruder sind auf Grund von Modellversuchen ausgeglichen, die Zugkabeln laufen in Rollen mit Kugellagern, alles um den Führer zu schonen. Immerhin ist für schlechtes Wetter noch eine Notsteuerung für einen Gehilfen vorgesehen. Rudermaschinen waren nicht notwendig.

Die Flügel sind im vorliegenden Falle statt für 100 kg/m² nur für rd. 66 kg/m² Höchstbelastung, die Flossen für etwa 35 kg/m², die Ruder für 50 kg/m² bemessen. Bei dem Hauptflügelholm ist die Sicherheit unter der zulässigen Höchstbelastung (12,7 t) von 6 auf 3 herabgesetzt; bauliche Schwäche hat sich bis jetzt nicht gezeigt, allerdings mußte bei der Auswahl der Materialien und bei der Konstruktion entsprechend sorgfältig vorgegangen werden. Mit fortschreitender Erkenntnis der Festigkeitseigenschaften des Sposholzes hat sich das Vertrauen in diese Holzart sehr gesteigert, so daß es heute für alle geraden Flugzeugteile verwendet wird. Auch die künstliche Trocknung hat zu diesem Fortschritt wesentlich beigetragen. Sie mußte so sorgfältig durchgebildet werden, wie die Warmbehandlung von Stahl.

Damit das Holz während des Lagerns der vorgearbeiteten Teile in den Werkstätten seinen Feuchtigkeitsgehalt nicht ändert, wurden die Luftverhältnisse genau geregelt, wie man es sonst nur in Baumwollspinnereien zu tun pflegt. Der Erfolg hat die Ausgabe gerechtfertigt. Es können jetzt vorgearbeitete Teile unlackiert längere Zeit lagern, ohne daß ihr Zusammenpassen nachher Schwierigkeiten bereitet.

Die Flügel entsprechen dem RAF 6-Profil und sind mit 59 kg/m² belastet. Ihr Flächengewicht beträgt nur 5,9 kg/m² bei rd. 221 m² Fläche. Die Holme sind als hohle Kastenträger, die Rippen als Brückenträger mit durchlaufenden Gurten und senkrechten und Diagonal-Versteifungen ausgebildet. Sie wiegen bei etwa 3,6 m Länge nur je 735 g und sind 24 h lang auf 204 kg Sandlast geprüft. Bemerkenswert sind die gelenkig angeschlossenen Stirnkörper der Flügel, die die Quersteuerzüge aufnehmen, sie also dem Bereich des Luftwiderstandes entziehen, ohne ihre Zugänglichkeit zu verschlechtern.

Auch die Stiele sind aus Kastenträgern hergestellt, aber mit windschnittiger Fiberumhüllung. Gegen Durchbiegung unter Knickbelastung sind sie ferner durch Kabel versteift. Die Diagonalverspannung besteht aus paarweise hintereinander liegenden Seilen. Besondere Sorgfalt ist auf die Knotenpunktbeschläge verwendet. Alle Kräfte sind durch den gleichen Punkt geleitet. Zur Gewichtsverminderung ist ein Sonderstahl von 105 kg/m² Zugfestigkeit verwendet. Zum Schutz gegen Verrosten wird durchwegs elektrolytische Verzinkung verwendet. Außerdem werden die Teile dann mit Farbe überstrichen. Daneben findet Aluminium für die Geräte Verwendung, doch müssen diese durch Antriebe gegen die Seeluft geschützt werden. Ausgedehnte Versuche sind ferner auf dem Gebiete der Aluminiumschweißung und -lösung hauptsächlich für Kabelspleißungen angestellt worden. An Stelle der fast ausschließlich benutzten mineralischen Salze hat sich als Flußmittel eine Mischung von gleichen Gewichtsmengen Harz und Stearinsäure bewährt.

Schwierigkeiten entstanden zunächst dadurch, daß die Fabriken Stearin anstatt Stearinsäure verwendeten.

(Der Bericht enthält noch weiter Angaben über die Herstellung der Lacküberzüge auf den Holzteilen, die Behandlung der Flugzeugleinwand und die Versuche auf dem Gebiete der Kaltleimerzeugung.

Über die Motorenanlage ist nur kurz mitgeteilt, daß sie aus drei Liberty-Motoren besteht, die zwischen den Flügeln symmetrisch verteilt sind und getrennte Zugschrauben antreiben. Ihre Kühler liegen vorn im Schraubenwind, so daß sie auch bei langsamer Fahrt auf dem Wasser nicht versagen können. Von Schraubenwind werden ferner kleine Drehflügel für den Antrieb der Brennstoffpumpen und eines elektrischen Stromerzeugers bewegt, der die Funkentelegraphen und die Batterien der Motorenanlage speist.)

Neuartig sind schließlich die geschweißten Brennstoffbehälter aus Aluminiumblech. Die Anlage umfaßt 9 Behälter von je 756 l Inhalt, die je nur 31,75 kg wiegen, d. h. etwa die Hälfte der bisherigen Behälter aus Stahl- oder Kupferblech. — Hunsaker. American Machinist. Bd. 51. 8. November 1919. S. 305/11 (14 Sp., 5 Lichtbilder). Hr. TF. 2.

Flugzeughallen. Flugzeugschuppen, die wie Luftreifen aufgepumpt werden können. Eine wichtige militärische Aufgabe, vor allem im Bewegungskrieg, ist die Unterbringung der Flugzeuge an der Front.

Gabriel Voisin erfand einen Schuppen aus Ballonstoff, der durch Stricke versteift ist und die Gestalt eines großen gewölbten Kissens hat. Die Luft wird durch eine kleine Benzinmotorpumpe eingepumpt.

Der ganze Schuppen, den 6 Mann bequem tragen können, wird zu einem kleinen Bündel zusammengefaltet. Die Befestigung am Boden geschieht durch Stricke und Pflöcke. — Scientific American. Bd. 121, 15. November 1919, S. 483 (1 Sp. und Titelbild). J. TF. 2.

Flugzeugteile. Luftbremsen für Flugzeuge. Bei der raschen Entwicklung des Luftverkehrs ist das Landen auf begrenzten Räumen — von der Sicherheit bei Notlandungen ganz abgesehen — außerordentlich wichtig geworden, zumal ausgedehnte Flugplätze bei großen Städten sehr kostspielig sind und entferntere Flugplätze den Vorteil der Luftbeförderung in Frage stellen. Beim Landen über Hindernisse ist ein steiles Gleiten mit geringer Landegeschwindigkeit zu vereinigen. Bodenbremsen zum Abkürzen des Auslaufs fassen wegen des Flügelauftriebs erst, wenn die Geschwindigkeit bereits vermindert ist. Der D. H. 3 (1915) soll mit gebremsten Rädern über den ganzen Flugplatz gerutscht sein. Dagegen schienen Luftbremsen auf den ersten Blick sehr einfach, man hat nur ein Segel quer in den Wind zu setzen; tatsächlich wird dadurch der Auslauf aber vergrößert. Hier werden einige Fragen und Schwierigkeiten beim Entwerfen und Anbringen von Luftbremsen erörtert.

Je kleiner die Gleitzahl (je besser die Flugeigenschaften), desto flacher der Gleitwinkel, desto länger der Auslauf. Das gewöhnliche »Geschwindigkeitsprofil«, z. B. RAF 15, erfüllt die Forderungen gutes Ausschweben, große Beiwerte für Auftrieb und Widerstand und hohe Gleitzahl auch bei Anstellwinkeln von 15° nur zum Teil. Durch eine Klappe auf der Flügeloberseite in der Nähe der Vorderkante wurde zwar der Widerstand vermehrt, der Auftrieb aber beträchtlich verschlechtert, und das bedingt hohe Landegeschwindigkeit. Daher ist eine um 47% größere Energie zu vernichten als ohne die Luftbremse. Auch andere Stellungen und Längen der Bremsklappe ergaben das gleiche. Auch für die günstigste Anordnung werden aber die Querrudermomente allzu gering.

Wenn das Fahrgestell mit Querwänden vorn und hinten ausgefüllt wurde, wuchs die Gleitzahl im Verhältnis 9:7, das Flugzeug setzte entsprechend eher nach dem Hindernis auf. (Das zusätzliche Moment wurde durch Vergrößern der Flossenschränkung um 3° ausgeglichen.) Die Wirkung genügt aber noch nicht. Besser ist der zweite Weg, bei gleichem Widerstand den Auftrieb zu vergrößern. Eine Vermehrung der Flügelfläche hat bauliche Schwierigkeiten, dagegen kann die Profilwölbung vermehrt werden. Klappt man z. B. die Vorderkanten herab, so wird das Verstellmoment trotz der großen Luftkräfte nicht hoch. Das Hinunterklappen des hinteren Flügelteiles ist aber leichter, z. B. können beide Querruder gleichzeitig hinuntergezogen werden.

Bei geringem Verstellen der Vorderkanten ist die Gleitzahl zu klein, bei starkem Verdrehen (um 45°) ergeben sich günstige Werte bei ungewöhnlichem Hängen des ganzen Flugzeuges. Das letztere ist beim Herabziehen der Hinterkanten nicht der Fall. Bei 60° Verdrehung ergab ein RAF 9-Profil hohen Auftrieb bei einem Gleitverhältnis 1:3 in wenig geänderter Fluglage.

Die Ergebnisse all dieser Prüfungen werden verglichen durch Antragen der Strecken für das Herabgleiten von einer bestimmten Höhe und für das Ausrollen. Letztere Strecke hängt ab von der Landegeschwindigkeit, der Bremswirkung der Luft und des Bodens (Pflügen und Reibung des Schwanzspornes und wagerechten Stoßkomponenten der Räder, und das hängt ab von den Gewichten auf Rädern und Schwanz, also vom Auftrieb, daher von der Geschwindigkeit; auch die Bodenbeschaffenheit hat Einfluß). Durch Zusammenfassen dieser Bodeneinflüsse in einem einzigen Reibungsbeiwert ergibt sich eine verhältnismäßig einfache Formel für die Auslaufstrecke bei einer Flächenbelastung von 49 kg/m². Ein Diagramm und eine Zahlentafel zeigen das Ergebnis, das wegen der Unsicherheit der Reibungszahlen nur vergleichenden Wert hat.

Das beste Ergebnis zeigt das erwähnte Profil mit herabgezogener Hinterkante: Beim Herabgleiten aus 15 m Höhe ist der Auslauf 110 m, ohne Luftbremse 276 m. Als ungünstigster Fall ist das Herabziehen der Vorderkanten um 20° (Profil RAF 15) erwähnt, Auslauf 330 m. Bei größeren Gleithöhen, z. B. 30 m, ist das Verdrehen der Vorderkanten vorteilhaft, leider aber bei ungewöhnlichen Anstellwinkeln des Flugzeuges. — Rolleston West. The Engineer. Bd. 78, 5. Dezember 1919, S. 570/72 (7½ Sp., 7 Abb., 2 Zahlentafeln). E. TF. 2.

Luftschraubenprüfung. Die aerodynamische Wage für Luftschraubenmodellversuche in St. Cyr. In dem Windkanal der französischen technischen Abteilung der Fliegertruppen soll nach dem Umbau in einen Zylinder von 2 m Dmr. und 6 m Länge die für solche Abmessungen bisher erreichte Geschwindigkeit von 200 km/h möglich werden. Außer einer Luftkraftwage für 100 kg Auftrieb und 10 kg Rücktrieb wurde auch ein Meßgerät für Luftschrauben entworfen.

Dabei ist die geometrische Ähnlichkeit (gleiche Gestalt und gleicher Fortschrittsgrad beim Modell und in der großen Ausführung) zu beachten. Wenn man ferner fordert, daß die Verdrehwinkel in beiden Fällen gleich sind, müssen auch die Geschwindigkeiten übereinstimmen (das ist das Cauchy'sche Modellgesetz! D. Ber.). Im Gegensatz zu diesen Überlegungen der Franzosen (wohl Eiffel?) machen die Italiener (Crocco) geltend, daß sich eine so weitgehende Ähnlichkeit mit dem gebräuchlichen Holz nicht erzielen läßt. Sie fordern gleiche Schwerebeschleunigung (das wäre das Froudesche Modellgesetz, für dessen Einführung jedoch kein Grund angegeben wird. D. Ber.) und kommen zu einer Verminderung der Geschwindigkeiten mit der Wurzel des Modellmaßstabes, also zu Verhältnissen, die sich leichter verwirklichen lassen. Durand (Bericht Nr. 14 des amerikanischen National Advisory Committee for Aeronautics) fordert gleichen Fortschrittsgrad, gleiche Kennwerte (Reynolds), gleiche Geschwindigkeiten (wohl wegen der Oberflächenreibung), gleiches Dichte-Verhältnis der Schrauben und der Flüssigkeit sowie Erfüllung des Cauchyschen Modellgesetzes für Schwingungen. Da diese Forderungen sich nicht gleichzeitig befriedigen lassen, vernachlässigt er die Zähigkeit und kommt bei gleichem Material zu Modellgesetzen, die auch von den Franzosen bei dem Bau ihrer Wage zugrundegelegt wurden.

(In dem Aufsatze werden weiter die Modellantriebe mit Schub und Drehmoment-Messung von Crocco und Durand, sowie der neuen Einrichtung abgebildet und beschrieben.) Die neue Luftschraubenwage von St. Cyr schließt sich dem Vorbild von Crocco an. Bemerkenswert sind die Dichtung zum Durchführen des Gestänges durch die Kanalwand, ein Manometer neben der üblichen Wagevorrichtung zum Messen des Druckes und eine Schraubenfeder in der stromlinienförmigen Nabenverkleidung, deren Verdrehung stroboskopisch an einer Teilung abgelesen werden kann und das Drehmoment im Gegensatz zu der ebenfalls vorhandenen Drehmomentwage unabhängig vom Getriebewirkungsgrad abzulesen gestattet. — Knight. Engineering. Bd. 108. 12. Dezember 1919, S. 773/776 (11 Sp., 8 Abb.). E. TF. 2.

Meßgerätebeschreibung. Ein aufzeichnender Schubmesser für Luftschrauben. (»Meßnabe«.) Die Zugkraft einer Schraube konnte bisher nur durch die Pfahlprobe bestimmt werden, bei der jedoch der Einfluß des Schraubenstrahls auf das Flugzeug berücksichtigt werden mußte. Bei dem neuen Gerät wird die Nabe in Schlitzen mit Rollen so geführt, daß das Drehmoment übertragen wird, während der Schub durch eine Feder im Vorderende übertragen wird. Die Verscheibung der Schraube nach vorn wird durch eine Rolle, die mit einer zweiten Feder gegen einen Ring hinter der Schraubennabe gedrückt wird, mittels Drahtzug und Schreibhebel auf eine Trommel übertragen. Der Beobachter liest gleichzeitig Drehzahl, Höhe usw. ab und macht mit einem zweiten, elektrisch betätigten, gegen den ersten versetzten Stift Zeitmarken.

Das Meßgerät läßt sich an jedem Liberty-Motor anbringen. Bei den ersten Prüfungen auf dem Boden klopfte es stark bei geringen Drehzahlen, weil die Drehmomentübertragung zu viel Spiel hatte. Wegen der Vorspannung der Feder können nur Schubwerte über 220 kg und auch die mangels einer Übersetzung am Schreibhebel nur mit der Genauigkeit der Federungszahl (rund 16 kg/mm) gemessen werden. Diese »Meßnabe« stammt von der amerikanischen »Flugzeug-Ingenieur-Abteilung«. — Automotive Industries. Bd. 41, 2. Oktober 1919, S. 675/77 (5 Sp., 6 Abb., 1 Zahlentafel). E. TF. 2.

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Herrn Hauptmann G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.



III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Gebrauchsmuster.

46c. 724754. Julian Jourdan, Wannsee, Tristanstr. 8. Warmluftabsaugung bei Schiebermotoren. 11. 11. 19. J. 19104.

46c. 724755. Julian Jourdan, Wannsee, Tristanstr. 8. Auspuffrohr für Schiebermotoren. 11. 11. 19. J. 19105.

46c. 724902. Fa. Eduard Emslander, Landshut. Schalldämpfer für Explosionsmotoren. 6. 10. 19. E. 25396.

46c. 725126. Daniel Jacques Pickée, Gorinchen, Holl.; Vertr.: Dr. O. Arendt, Pat.-Anw., Berlin W. 50. Zünddynamo, insbesondere für Explosionskleinmotoren. 10. 5. 19. P. 31096.

46c. 725379. Otto Göbel, Gießen. Brennstoffvorwärmer für schwere Brennstoffe zum Betrieb von Automobilmotoren. 24. 9. 19. G. 44605.

46c. 724723. Fa. Carl Zeiß, Jena. Sperradgetriebe für Federkraftwerke. 5. 11. 19. Z. 12717.

77h. 724768. Joseph Kroll, Breslau, Enderstr. 22. Einzelrippe für Tragflächen von Großflugzeugen. 1. 3. 19. K. 74522.

77h. 724961. Ludwig Hausfelder, Bork, Mark. Flugzeug. 22. 7. 18. H. 76391.

77h. 725447. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Großzschocher. Bombenauslösevorrichtung. 10. 8. 18. D. 32239.

77h. 725448. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Großzschocher. Bombenabwurfvorrichtung. 10. 8. 18. D. 32240.

77h. 725452. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Großzschocher. Bombenabwurfvorrichtung. 2. 11. 18. D. 32546.

77h. 725457. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Großzschocher. Tragflächenkühler. 31. 5. 19. D. 33476.

Änderungen in der Person des Inhabers.

Eingetragene Inhaber der folgenden Gebrauchsmuster sind nunmehr die nachbenannten Personen:

46c. 664316. 77h. 666162. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.

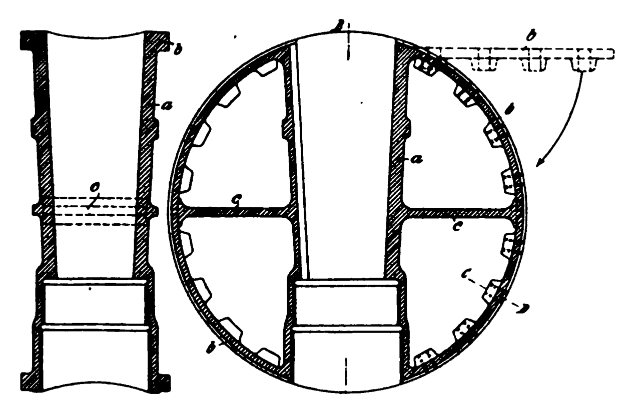
46c. 656678. Leander Schildknecht, Konstanz. Motor usw. 20. 11. 16. Sch. 57640. 7. 11. 19.

Erteilte deutsche Patente.

42c. 305579. 1. 9. 17. Pendelentfernungsmesser für Luftfahrzeuge. Fritz Faust in Castellaim bei Coblenz. — Entfernungsmesser für Luftfahrzeuge, gekennzeichnet durch die Vereinigung zweier an sich bekannter Vorrichtungen, nämlich eines Tiefwinkelmessers in Gestalt eines Pendels nebst Gradbogen und eines Kreissektors, auf dem ein rechtwinkliges Koordinatensystem eingetragen ist.

42c. 298513. 14. 12. 15. Oskar Mehster in Berlin. — 1. Verfahren zur Feststellung der Fluglage und Flugrichtung eines Luftfahrzeuges, dadurch gekennzeichnet, daß diese Feststellung aus dem Stande der Sonne in der Weise erfolgt, daß man die Richtung eines Sonnenstrahls mit Bezug auf eine Anzeigefläche des Flugzeuges erkennbar macht und diese mit der Ortszeit vergleicht.

77h, 6. 307759. Befestigung von hohlen Propellerflügeln auf der Nabe. Wilhelm Fröhlich in Wannsee bei Berlin. Zus. z. Pat. 302548. Patentiert im Deutschen Reiche vom 27. Okt. 1917 ab.



Zu Nr. 307759.

Patent-Ansprüche:

1. Befestigung für hohle Propellerflügel auf der Nabe nach dem Hauptpatent, dadurch gekennzeichnet, daß die Nabe zu einer zylindrischen bzw. doppelkegelstumpfförmigen, außen gezahnten Trommel ausgebildet ist, deren Achse die Nabenachse senkrecht schneidet, und daß die äußeren Enden der Propellerflügel je mit einer entsprechenden zylindrischen bzw. kegelstumpfförmigen, innen gezahnten Hülse die Trommel umgreifen und mit dieser verbunden sind.

2. Befestigung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Verzahnungen der Nabentrommel und der Hülse an den inneren Enden der Propellerflügel als Schraubengänge ausgebildet sind, so daß die Propellerflügel durch Aufschrauben auf die Nabentrommel in die richtige Lage zueinander bzw. zur Drehachse gebracht werden.

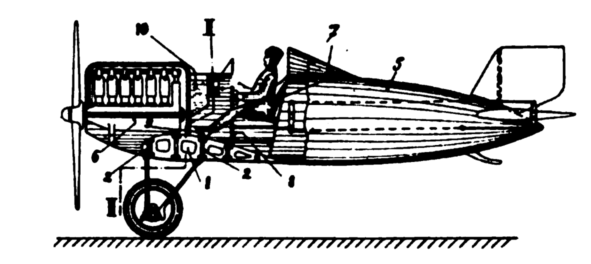
3. Befestigung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß in der Hülse des inneren Propellerflügelendes die Gangtiefe des Gewindes nach außen hin abnimmt, um einen allmählichen Übergang in den vollen Materialquerschnitt des Propellerflügels zu schaffen.

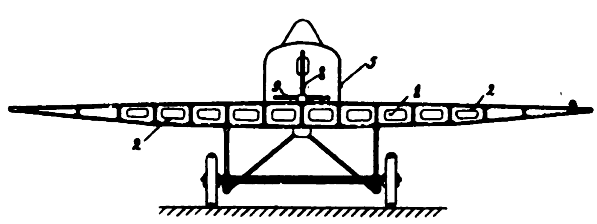
4. Befestigung nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Nabentrommel ein innen zylindrisches und außen konisch abgedrehtes Gewinde und die Hülse des inneren Propellerflügelendes ein eingewalztes Gewinde besitzt, dessen Tiefe nach außen hin abnimmt.

5. Befestigung nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Nabentrommel eine zylindrische Außenfläche mit zylindrischem Gewinde hat und die Hülse des inneren Propellerflügelendes ein Gewinde besitzt, dessen Tiefe nach außen hin abnimmt.

6. Befestigung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Nabe in der Mitte und an ihren Enden quer zur Nabenachse gerichtete Rippen oder Lappen besitzt, von denen die an den Nabenenden befindlichen zur Bildung der Nabentrommel kreisförmig gebogen und auf der mittleren Rippe befestigt sind.

77h, 5. 310619. Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln. Hugo Junkers in Aachen, Frankenburg. Patentiert im Deutschen Reiche vom 13. März 1918 ab.





Zu Nr. 310619.

Patent-Ansprüche:

1. Eindeckerflugzeug mit selbsttragenden Flügeln, dadurch gekennzeichnet, daß die Längsträger der Flügel ununterbrochen unter dem Rumpf oder durch den unteren Teil des Rumpfes hindurchgeführt sind, so daß über den Tragflügeln im Rumpf ein zur Unterbringung von Personen, Flugzeugteilen, Lasten u. dgl. genügend hoher, von Konstruktionsteilen der Flügel völlig freier Raum verbleibt.

2. Eindeckerflugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Unterfläche des Rumpfes in die Unterfläche der Tragflügel stetig übergeht.

Die neue Anordnung besteht darin, daß man den Flügeln in bezug auf den Rumpf eine so tiefe Lage gibt, daß das Tragwerk der Flügel selbst (Holme u. dgl.) ununterbrochen unter dem Rumpf oder durch den unteren Teil des Rumpfes hindurchgeführt werden kann, und daß fernerhin in dem über den Tragflügeln befindlichen Teil des Rumpfes ein zur Unterbringung der Personen, Motoren, Lasten, Steuerungsteile u. dgl. genügend hoher Raum verbleibt, der von allen quer durch den Rumpf geführten Bauteilen der Flügel völlig frei bleibt. Man behält also nunmehr bezüglich der Unterbringung und Verteilung dieser Gegenstände im Rumpf ganz freie Hand.

77h, 6. 301719. Motor zum Antrieb von Propellern. Zus. z. Pat. 300189. Daimler-Motoren-Gesellschaft in Stuttgart-Untertürkheim. Patentiert im Deutschen Reiche vom 20. Okt. 1916 ab. — Die Erfindung betrifft eine weitere Ausbildung des Motors nach dem Hauptpatent, derart, daß die von den beiden Enden der Kurbelwelle angetriebenen Propeller nicht fest auf der Kurbelwelle sitzen, sondern auf zur Kurbelwelle gleichgerichteten Vor-

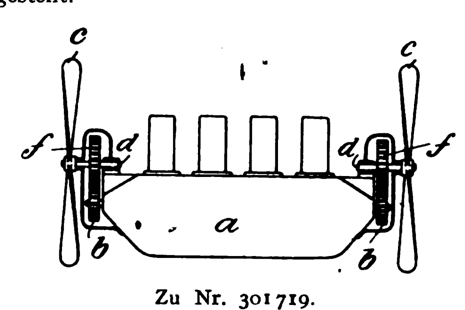


gelegewellen, welche von den Enden der Kurbelwelle durch Rädergetriebe angetrieben werden.

Dadurch, daß von den beiden Enden der Kurbelwelle eine gleiche Anzahl von Propellern angetrieben wird, wird eine günstigere Beanspruchung der Kurbelwelle erzielt, als wenn, wie dieses üblich ist, nur das eine Ende der Kurbelwelle zum Antrieb benutzt wird und einen oder mehrere Propeller antreibt. Die Einschaltung von Übersetzungen zwischen die Propellerwelle und die Kurbelwellen bietet die vorteilhafte Möglichkeit, die Propeller mit derjenigen Umdrehungszahl anzutreiben, welche in bezug auf deren Durchmesser den günstigsten Wirkungsgrad ergibt.

Die den Gegenstand der Erfindung bildende Einrichtung erreicht also eine günstige Beanspruchung der Kurbelwelle und eine rationelle Ausnutzung der Leistung des Motors.

Auf der Zeichnung ist als Ausführungsbeispiel ein Vierzylindermotor dargestellt.



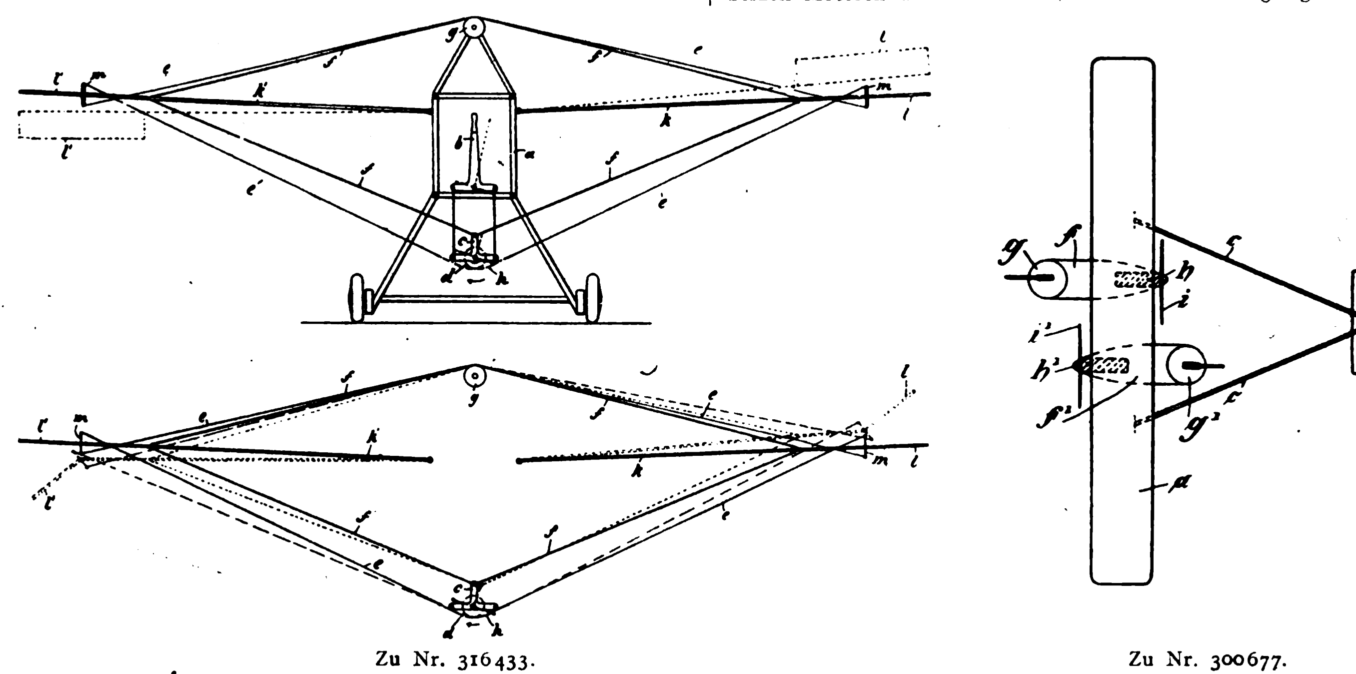
Zu Nr. 301719.

Die Kurbelwelle des Motors trägt an beiden Enden dicht am Gehäuse *a* Stirnräder *b*. Die Propeller *c* sitzen auf parallel zur Kurbelwelle gelagerten Vorgelegewellen *d* mit Zahnrad *f* für den Eingriff der Zahnräder *b*.

Wenn von jedem Ende der Kurbelwelle nur ein Propeller angetrieben wird, so kann, wie in der Zeichnung dargestellt, die Anordnung beider Propeller übereinstimmend, d. h. auf derselben Seite der Kurbelwelle liegend, gewählt werden, man kann aber auch beispielsweise die Welle des einen Propellers über und die Welle des anderen Propellers unter der Kurbelwelle lagern. Ebenso können auch die Propellerwellen auf der einen oder der anderen Seite der Kurbelwelle angeordnet sein.

Werden mehrere Propeller auf jeder Seite in derselben Querebene liegend angeordnet, so wird die Stellung derselben zueinander derart festgelegt, daß die Flügel des einen Propellers bei der Umdrehung derselben auf die Flügel des anderen Propellers nicht auftreffen können.

Der Gegenstand der Erfindung kann auch derart ausgeführt sein, daß auf den beiden Enden der Kurbelwelle entweder vor den Antriebsrädern oder zwischen den Antriebsrädern und dem Gehäuse Schwungräder eingebaut sind.



Zu Nr. 316433. Zu Nr. 300677.

77h, 5. 316433. Vorrichtung zum gleichzeitigen Verstellen der beiderseitigen Tragflächen von Flugzeugen. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 13. Mai 1914 ab. — Die Erfindung besteht darin, daß das Bewegungsübertragungsorgan, an dem die Kabel für die Verstellung der Tragflächen und Stabilisierungsklappen angreifen, die beiden Kabel in entgegengesetzter Richtung bewegt, wobei jedoch die an den Stabilisierungsklappen angreifenden Kabel diese letzteren in derselben Richtung wie die Tragflächen verstellen. Hierdurch wird erreicht, daß die gleichzeitige Bewegung der Tragdecken und Stabilisierungsklappen durch die Handhabung eines einzigen Hebels bewirkt wird.

Patent-Ansprüche:

1. Vorrichtung zum gleichzeitigen Verstellen der beiderseitigen Tragflächen von Flugzeugen in entgegengesetzten Richtungen unter gleichzeitiger zusätzlicher Verstellung der Stabilisierungsklappen, dadurch gekennzeichnet, daß das Bewegungsübertragungsorgan, an welchem gesonderte Kabel für die Verstellung der Tragflächen und Stabilisierungsklappen angreifen, die Tragflächenkabel und die Stabilisierungsklappenkabel in entgegengesetzter Richtung bewegt, wobei letztere Kabel derart an die Stabilisierungsklappen angreifen, daß diese trotz der entgegengesetzten Zugrichtung des Kabels in gleicher Richtung wie die Tragflächen geschwungen werden.

2. Vorrichtung gemäß Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß mit einem am Fahrgestell angebrachten *T*-Hebel (*b*) ein anderer *T*-Hebel (*c*) zwangläufig verbunden ist, an welchem ein Zahnrad (*d*) befestigt ist und das Tragdeckenverstellungskabel (*f*) angreift, während das Stabilisierungsklappenkabel (*e*) mit einem als Antriebskette ausgebildeten Teil (*h*) mit dem Zahnrad (*d*) kämmt und von diesen in entgegengesetzter Richtung wie die Tragdeckenverstellungskabel bewegt, an den jenseits des Drehpunktes der Stabilisierungsklappen gelegenen Enden der zur Verstellung der letzteren bestimmten Hebel angreift, so daß trotz der gegenläufigen Bewegung der beiden Kabel die Tragdecken und die Stabilisierungsklappen in gleichem Sinne verstellt werden.

77h, 5. 300677. Flugzeug mit zwei symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern. Zus. z. Pat. 300676. Gothaer Waggonfabrik, Akt.-Ges. in Gotha. Patentiert im Deutschen Reiche vom 29. September 1915 ab. — Die den Gegenstand der Erfindung bildende besondere Ausbildung des Flugzeuges besteht darin, daß die zur Aufnahme der beiden Motoren und der beiden vorn und hinten gelagerten Maschinengewehre oder Geschütze dienenden Gehäuse annähernd die gleiche Rumpfform besitzen und die Schwanz- und Steuerflächen getrennt von den Rümpfen in bekannter Weise durch symmetrisch angeordnete Gitterträger od. dgl. mit dem Tragdeckengestell verbunden sind. Durch diese Anordnung wird der Vorteil erzielt, daß das hinten liegende Maschinengewehr oder Geschütz ein freies Schußfeld nach oben, nach der Seite und nach unten erhält.

Patent-Anspruch:

Flugzeug mit zwei von je einem besonderen Motor angetriebenen, symmetrisch zur Längsachse gelagerten Propellern nach Pat. 300676, dadurch gekennzeichnet, daß die zur Aufnahme der beiden Motoren und der beiden, vorn und hinten gelagerten Maschinengewehre oder Geschütze dienenden Gehäuse annähernd die gleiche kurze Rumpfform besitzen und die Schwanz- und Steuerflächen getrennt von den Rümpfen in bekannter Weise durch symmetrisch angeordnete Gitterträger od. dgl. mit dem Tragdeckengestell verbunden sind.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 14. Februar 1920 Heft 3

Bericht über die V. Ordentliche Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt vom 9. bis 11. Dezember 1919 in Berlin.

Kurzer Bericht über den Verlauf der Versammlung.[1])

Die Tagung der Gesellschaft begann am Dienstag, den 9. Dezember, mit der Sitzung des Gesamtvorstandes im Flugverbandhaus, Schöneberger Ufer 40.

Am 10. Dezember, morgens 9 Uhr, eröffnete der Vorsitzende, Herr Geheimrat Dr. von Böttinger, unter sehr zahlreicher Beteiligung die V. Ordentliche Mitglieder-Versammlung. Zunächst sprach Herr Geheimrat von Böttinger der Gesellschaft seinen Dank aus für die Adresse, die er an seinem 70. Geburtstage erhalten hatte und die einen besonderen Wert durch die Anfügung der Autogramme sämtlicher Mitglieder besitzt. Er bat, diese Sammlung der Unterschriften fortzuführen und die Adresse nach seinem Tode der Gesellschaft wieder zur Verfügung stellen zu dürfen, da sie für die W. G. L. offenbar von größerem Wert als für seine Söhne wäre.

Der Vorsitzende erwähnte dann die Verluste der Gesellschaft im letzten Jahre, u. a. Frhr. von Lyncker, Generalmajor Oschmann, Fregattenkapitän Straßer.

Die Anwesenden erhoben sich zur Ehrung der Toten.

Die Tätigkeit der Gesellschaft war in den letzten Jahren durch mehrere Gründe eingeschränkt worden. Im Kriege war es die geforderte Geheimhaltung aller theoretischen und empirischen Ergebnisse, die nicht zur Kenntnis des Feindes gelangen durften, und jetzt ist es die Unsicherheit der Wirtschaftslage, die Sorge um die Zukunft, die Arbeitsunlust, welche angesichts der Trostlosigkeit der Verhältnisse nicht nur den Handarbeiter ergreift. Aber die Mehrung geistigen Besitzes, die Wissenschaft als Ziel der Gesellschaft, wird immer ihre Bedeutung behalten und auch unter den ungünstigsten Verhältnissen ihre Träger zur Tätigkeit anregen.

Die Geschäftsführung der Gesellschaft selbst war auch außerordentlich erschwert. Durch den Tod von Herrn Ing. Béjeuhr war der geschäftsführende Vorstand selbst so stark belastet und auch die vorübergehende Übernahme der Geschäftsführung durch Herrn Regierungsbaumeister Schroeter im Jahre 1918 konnte nicht in eine dauernde verwandelt werden, da sonst Herr Schroeter seine gesicherte Stellung im Staatsdienste hätte aufgeben müssen. Auf diese Schwierigkeit in der Geschäftsführung und auf die schlechten Verkehrsverhältnisse war es zurückzuführen, daß auch in diesem Jahre die Tagung der Gesellschaft verspätet stattfinden mußte. Inzwischen war es freilich gelungen, Herrn Hauptmann a. D. Krupp als Geschäftsführer zu gewinnen, der gleichzeitig auch die Redaktion der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« übernahm. Herr Ingenieur Vorreiter, der frühere Herausgeber der Zeitschrift, trat auf Wunsch des Verlages Oldenbourg und auf Grund eines daraus hervorgehenden neuen Vertrages als Schriftleiter aus.

Der geschäftsführende Vorstand hatte im abgelaufenen Geschäftsjahre mehrere Sitzungen, und der Gesamtvorstand tagte am 18. 12. 18 und am 16. 6. 19.

Die vollständig veränderten Verhältnisse während des Krieges brachten es mit sich, daß die Ausschüsse keine produktive Arbeit leisten konnten, bis auf den von Herrn Professor von Parseval geleiteten »Ausschuß für Erfindungen«.

Bei dieser Gelegenheit bat Herr Professor von Parseval um Unterstützung zur beschleunigten Erledigung der von ihm den einzelnen Herren übersandten Arbeiten.

[1]) Der ausführliche Bericht sowie die Vorträge mit den einzelnen Diskussionen erscheinen später wörtlich in einem der Beihefte dieser Zeitschrift.

Herr Professor Prandtl stellte fest, daß die Ausschüsse wohl ihrer Aufgabe nachgekommen wären, Anregungen zu geben, daß aber ihre Arbeit wohl wesentlich dadurch erlahmte, weil ihnen keine fest umrissenen Aufgaben gestellt wurden. Außerdem hätte sich durch die Umschichtung in der Gesellschaft selbst ergeben, daß die Ausschüsse, die 1912 gewählt wurden, nicht mehr richtig zusammengesetzt waren. In Zukunft soll die Bildung von Ausschüssen überhaupt dadurch überflüssig gemacht werden, daß genügend sachverständige Herren in den Gesamtvorstand gewählt werden.

Die Mitgliederzahl betrug Anfang 1919 448 und stieg bis Ende 1919 auf 482 Mitglieder, obwohl 41 austraten und 28 wegen rückständiger Beiträge gestrichen werden mußten.

Herr Geheimrat von Böttinger hielt es für angebracht, bei den neuen Zielen der Gesellschaft, die sich aus der neuen Zusammensetzung derselben und aus der Forderung der neuen Zeit ergeben, den Vorsitz, der ihn seines hohen Alters wegen und bei seinem von Berlin so weit entfernten Wohnsitzes belastete, niederzulegen. Der Vorstand hatte sich damit einverstanden erklärt und war einstimmig zu dem Beschluß gekommen, Herrn Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte zu bitten, den Vorsitz und gleichzeitig auch das Amt des Schatzmeisters zu übernehmen. Für den geschäftsführenden Vorstand wurden außerdem Herr Major Wagenführ und Herr Professor Prandtl vorgeschlagen. Herr Geheimrat Schütte erklärte sich zur Übernahme des Vorsitzes bereit. Er würde sich bemühen, Theorie und Praxis in gleichem Maße in der Gesellschaft zu Wort kommen zu lassen und die etwa vorhandenen Gegensätze auszugleichen.

Herr Professor Prandtl sprach im Namen der Gesellschaft dem bisherigen Vorsitzenden den ganz besonderen Dank aus und verlas folgendes an Herrn Geheimrat von Böttinger gerichtetes Schreiben:

»Durch die Bekundung Ihres leider unumstößlichen Willens, den Vorsitz der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in jüngere Hände zu legen, haben Sie uns alle mit aufrichtigem Bedauern, ja mit tiefem Betrübnis erfüllt.

Sie haben seit dem Tage der Gründung an der Spitze der Gesellschaft gestanden; Ihre Tätigkeit war dabei stets ausgezeichnet durch eine kluge Art der Wirtschaftsführung, durch unermüdliche Fürsorge für das Wohl der Gesellschaft, durch Ihre stete Bereitschaft, Ihre weitreichenden Beziehungen für unsere Zwecke nutzbar zu machen, vor allem aber durch Ihr bei aller Sachlichkeit unübertrefflich liebenswürdiges Auftreten. Diese Eigenschaften machen Ihr Ausscheiden aus dem Amte des Ersten Vorsitzenden für uns alle zu einem schmerzlich empfundenen Ereignis.

Bei der so entstandenen Lage fühlt der Gesamtvorstand der Gesellschaft die Pflicht, zwei Aufgaben zu erfüllen:

Den wärmsten Dank Ihnen auszudrücken für ihre opferwillige Tätigkeit zum Wohle der Gesellschaft, und

Sorge zu tragen, daß ein zugleich ehrenvolles und freundschaftliches Band Sie dauernd mit der Gesellschaft verbinde und uns die Lösung des bisherigen Verhältnisses erleichtere.

Zur Lösung dieser Aufgaben hat der Gesamtvorstand beschlossen, Sie, hochverehrter Herr Geheimrat, in dankbarer Würdigung Ihrer Verdienste zu bitten, die vollzogene Wahl zum

»Ehrenmitgliede der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt«

anzunehmen.

Die freundliche Gewährung dieser Bitte würde der Gesellschaft zu um so größerer Freude und Ehre gereichen, als es sich um die erste Verleihung der Ehrenmitgliedschaft handelt.

Der Ehrenvorsitzende: gez. Heinrich, Prinz von Preußen.

Der Gesamtvorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt:

gez.: Unterschriften.«

Der Vorsitzende nahm die Ehrung mit ganz besonderem Danke an.

Gleichzeitig wählte die Gesellschaft Herrn Geheimrat von Böttinger in seiner Eigenschaft als Ehrenmitglied zum lebenslänglichen Mitglied des Gesamtvorstandes.

Hierauf führte der Vorsitzende den Geschäftsbericht durch Wiedergabe der Rechnungsabschlüsse 1917 und 1918

fort. Die Rechnungsprüfung war durch die Herren Professor Berson und Patentanwalt Fehlert erfolgt.

Infolge der ungünstigen finanziellen Lage der Gesellschaft sprach der Vorsitzende der Flugzeugindustrie gegenüber die Hoffnung aus, daß sie die Arbeiten der Gesellschaft finanziell unterstützen würde.

Die Gesellschaft sprach daraufhin die Entlastung sowohl für die Kassenführung bis Ende Dezember 1918, als für die Tätigkeit des geschäftsführenden Vorstandes und des Gesamtvorstandes aus.

Neben dem neuen geschäftsführenden Vorstand, der von der Versammlung bereits bestätigt worden war, wurde nunmehr der Gesamtvorstand gewählt. Der bisherige Vorstand schlug vor, sämtliche 30 verfügbaren Stellen zu besetzen, um, wie vorher gesagt, die Arbeit der Ausschüsse durch den Vorstand übernehmen zu können.

Herr Professor Prandtl erklärte, daß der bisherige Gesamtvorstand, um für die Wahl des neuen Vorstandes völlig freie Hand zu lassen, in vollem Umfange gern zurücktrete. Dies sollte nicht allein deswegen geschehen, damit Mitglieder, die im Kriege stärker für die Sache der Luftfahrt wirken konnten, Einfluß gewinnen, sondern damit auch die Praxis stärker berücksichtigt würde als dieses bei den letzten Wahlen möglich war, wo der Flugzeug- und Luftschiffbau noch nicht im entferntesten den Umfang angenommen hatte, den er im Kriege gewann.

Her Professor Prandtl verlas daraufhin die auf der Vorschlagsliste aufgeführten Herren:

Professor Baumann, Stuttgart,
Geh. Reg.-Rat Dr. von Böttinger, Arensdorf/Nm.,
Dr. Dieckmann, Gräfelfing bei München,
Dipl.-Ing. Dorner, Hannover,
Dipl.-Ing. Dornier, Friedrichshafen a. B.,
Dipl.-Ing. Dörr, Überlingen a. B.,
Marinebaumeister Dröseler, Berlin,
Marinebaurat Engberding, Berlin,
Dr. Gradenwitz, Berlin,
Dr. Hoff, Cöpenick,
Dr. Hopf, München,
Professor Junkers, Dessau,
Professor von Kármán, Aachen,
Direktor Kober, Friedrichshafen a. B.,
Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med. Koschel, Berlin,
Direktor Kruckenberg, Heidelberg,
Professor Linke, Frankfurt a. M.,
Dipl.-Ing. Madelung, Dessau,
Direktor Maybach, Friedrichshafen a. B.,
Dipl.-Ing. Naatz, Bitterfeld,
Geh. Reg.-Rat Professor Müller-Breslau, Berlin,
Major z. D. Professor von Parseval, Charlottenburg,
Professor Pröll, Hannover,
Direktor Rasch, Staaken bei Spandau,
Professor Reißner, Berlin,
Direktor Rumpler, Göggingen bei Augsburg,
Dipl.-Ing. Schwager, Charlottenburg,
Geheimrat Professor Süring, Potsdam,
Geheimrat Professor Wachsmuth, Frankfurt a. M.,
Professor Kurt Wegener, Hamburg-Gr. Borstel.

Nach § 18 der Statuten kamen als Behördenvertreter das »Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen« und das »Reichspostministerium« in Betracht. An diese beiden Behörden sollten Schreiben gerichtet werden mit der Bitte um Namhaftmachung eines Vertreters[1]).

Herr Professor Prandtl gab dann die 12 Fachgruppen bekannt, die im Gesamtvorstand in Zukunft vertreten sein sollen und erwähnte, daß allen Wünschen niemals Gerechtigkeit widerfahren könnte. Der Gesamtvorstand sollte auch nicht selbst arbeiten, sondern nur in der Lage sein, die Arbeit zu organisieren.

Da daraufhin eine längere Diskussion einsetzte, schlug der Herr Vorsitzende vor, die Abstimmung über den Gesamtvorstand zu Beginn der Nachmittagssitzung zum Abschluß zu bringen. Dieser Vorschlag wurde von der Versammlung einstimmig angenommen, und es erfolgte dann zu Beginn der Nachmittagssitzung die Wahl des neuen Gesamtvorstandes nach der verlesenen Liste.

Die Versammlung beschloß ferner, die Personenfrage vor der nächsten Vorstandswahl durch eine Kommission behandeln zu lassen.

Der Mitgliedsbeitrag wurde mit Zustimmung der Versammlung von M. 25 auf M. 40 erhöht. Für im Ausland wohnende Mitglieder ist der Betrag für die Währung des betreffenden Landes nach Friedenskurs umzurechnen.

Als Rechnungsprüfer wurden für das laufende Jahr die Herren Professor Berson und Patentanwalt Fehlert wiedergewählt.

Als Ort für die nächste Mitgliederversammlung wurde Göttingen festgelegt, da die W. G. L. eine Einladung der »Göttinger Vereinigung für angewandte Mathematik und Physik« erhalten hatte. Sollte aber wegen Ernährungs- und Wohnungsmangel Göttingen ausscheiden, so würde für 1920 wieder Berlin in Frage kommen.

Auf Vorschlag von Herrn Professor Linke wurde mit lebhafter Zustimmung der Versammlung folgende Entschließung zur Vermittlung an die Presse und die Behörden angenommen:

»In Anbetracht dessen, daß der hohe Stand deutscher Wissenschaft viel dazu beitragen wird, uns die Achtung und Anerkennung der Welt zu erhalten sowie den wirtschaftlichen Aufschwung zu erleichtern, in Anbetracht ferner dessen, daß zur Aufrechterhaltung des jetzigen Standes der wissenschaftlichen Forschung in erster Linie Persönlichkeiten und wissenschaftlicher Geist erforderlich sind, richtet die W. G. L. den dringenden Appell an alle Behörden und Industriewerke, sich durch die Verarmung Deutschlands nicht abhalten zu lassen, auch weiterhin ausreichende Mittel für wissenschaftliche Unternehmungen zur Verfügung zu stellen.«

Hierauf wurde die Geschäftssitzung geschlossen, und Herr Professor Prandtl übernahm den Vorsitz während der jetzt folgenden Vorträge und Diskussionen, über die ausführlich in weiteren Aufsätzen berichtet werden wird.

Zunächst sprach Herr Professor Dr.-Ing. e. h. Junkers über »Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues«.

Nach einem gemeinsamen Frühstück in den Räumen des Aero-Clubs machte Herr Professor Bendemann eine kurze Mitteilung, veranschaulicht durch Lichtbilder, über das »Museum und Unterrichtsmaterial der Deutschen Versuchsanstalt in Adlershof«, dann sprach Herr Professor A. Baumann über »Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr«.

Hierauf fand der Vortrag des Herrn Dipl.-Ing. Seppeler über »Die bisherige und zukünftige Entwicklung der Flugmotoren« statt.

Der Abend vereinigte die Mitglieder der Gesellschaft zu einem gemeinsamen Abendessen im Flugverbandhause.

Der nächste Tag begann mit dem Vortrag des Herrn Professor Prandtl über »Die Modellversuchsanstalt Göttingen«, dann folgten Herr Professor Reißner über »Wirkungsweise und Anwendungsbereich der Verstellpropeller«, Herr Dr. Hopf »Der überzogene Flug, seine Gefahren und seine Beeinflussung durch die Konstruktion«, und zum Schlusse gab Herr Korv.-Kap. Hering an Hand ausgezeichneter kinematographischer Aufnahmen Gesichtspunkte über »Die Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit«.

Am Nachmittag des 11. Dezember fand eine Besichtigung der Preußischen Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau statt mit Vorführungen der Dr. Schaffranschen systematischen Luftpropellerversuche und des Antriebs eines Schiffsmodells durch kreisende Wasserwirbel durch Herrn Professor Dr.-Ing. Gümbel.

Am 12. Dezember vormittags war eine Vorführung des neuesten Verkehrsflugzeuges von Junkers in Karlshorst.

---

[1]) Inzwischen sind vom Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen Herr Geh. Rg.-Rat Professor Dr.-Ing. Bendemann und vom Reichspostministerium Herr Postrat Thilo namhaft gemacht worden.

„Eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metall-Flugzeugbaues."

Auszug aus dem Vortrag des Professors Dr.-Ing. H. Junkers in der W. G. L. am 10. 12. 19 in Berlin.
(Mit Lichtbildern.)

Der Vortrag ließ zwei Hauptabschnitte klar erkennen, einen aerodynamischen Teil, der sich mit der Entstehung des eigentlichen Erfindungsgedankens und seiner Auswertung befaßte, und einen baulichen Teil, in dem die Herstellung des Metallflugzeuges vom ersten Versuchsstück bis zum fertigen Verkehrsflugzeug geschildert wurde, wie es sich auf Grund zielbewußter Pionierarbeit aus dem Flugzeug der Vorkriegszeit entwickelt hat (Fig. 1).

Daneben liefen Untersuchungen prinzipieller Art, wie beispielsweise über Formen gleichen Widerstandes.

Die in großer Zahl ausgeführten Untersuchungen führten zu den wichtigen Ergebnissen:

1. daß das Breitenverhältnis möglichst groß sein soll,
2. daß die Krümmung der Profilachse einen großen Einfluß auf die Flugeigenschaften hat,
3. daß der dicke Flügel nicht nur möglich ist, sondern auch Vorzüge besitzt (Fig. 3).

Aus Untersuchungen über Flächenanordnung ließ sich auch der Schluß ziehen, daß der Eindecker dem Doppeldecker aerodynamisch überlegen sein muß.

Der zweite, bauliche Teil beschäftigte sich zuerst mit der Frage, warum zum Bau der Junkers-Flugzeuge Metall verwandt wurde.



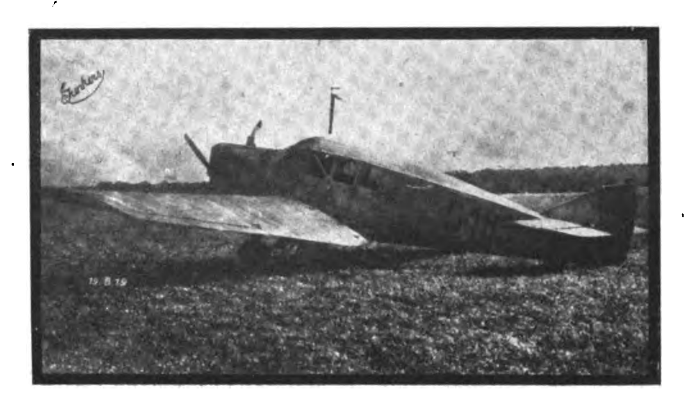


Fig. 1.

Der erste Teil schilderte die gemeinsamen Arbeiten mit Professor Reißner in Aachen aus dem Jahre 1909 und den Beginn der eigentlichen Erfindertätigkeit, die zu dem bekannten grundlegenden Patent Nr. 253783 vom 1. Februar 1910 führte mit dem Leitgedanken: Herabsetzung der Widerstände und Erhöhung der Wirtschaftlichkeit eines Flugzeuges durch Unterbringung aller widerstanderzeugenden innerhalb der auftrieberzeugenden Teile (Fig. 2).

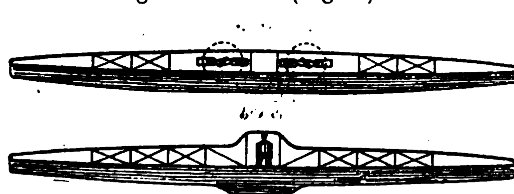


Fig. 2.

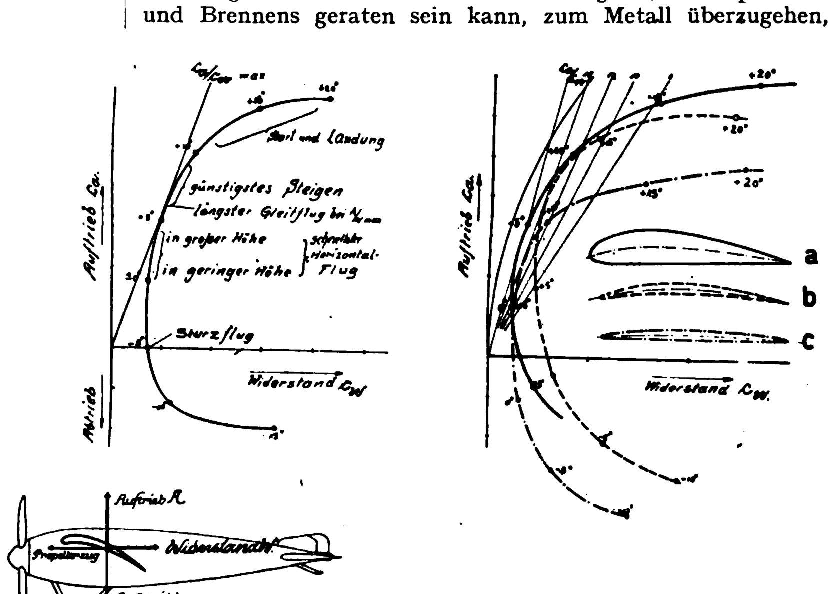
Die fundamentale Bedeutung des Begriffes C_a/C_w, auf den das erwähnte Patent sich aufbaut und mit dem auch das ebenso grundlegende Kühlerpatent Nr. 299799 nahe verwandt ist, wurde ausführlich mit mehreren Lichtbildern erläutert und schließlich an Hand eines Vergleichs verschiedener Transportmittel klargelegt, wie höchste Wirtschaftlichkeit im Flugbetrieb erzielt und schließlich die Transportarbeit eines Flugzeuges im Gegensatz zu anderen Transportmitteln nahezu unabhängig von der Geschwindigkeit werden kann.

Zur Untersuchung der einschlägigen, aerodynamischen Fragen, welche vor Beginn der konstruktiven Arbeit geklärt sein mußten, wurde im Jahre 1914 in Aachen eine Luftkanalanlage, später in Dessau eine zweite geschaffen.

Die hier ausgeführten Untersuchungen sollten vor allem den Einfluß

1. der Flügel-Umrißformen,
2. der Krümmung der Flügelachse in beiden Hauptrichtungen,
3. der Profildicke klären.

Nach einem kurzen Hinweis auf den grundsätzlichen Unterschied zwischen Brücken- und Flugzeugbau wurden die Materialeigenschaften der Baustoffe miteinander verglichen und schließlich festgestellt, daß das Holz nur bei geringen Spannweiten, besonders wegen seines geringen Gewichtes, dem Metall ebenbürtig sein kann, daß es aber auch schon hier wegen der Gefahr der Unbeständigkeit, des Splitterns und Brennens geraten sein kann, zum Metall überzugehen,



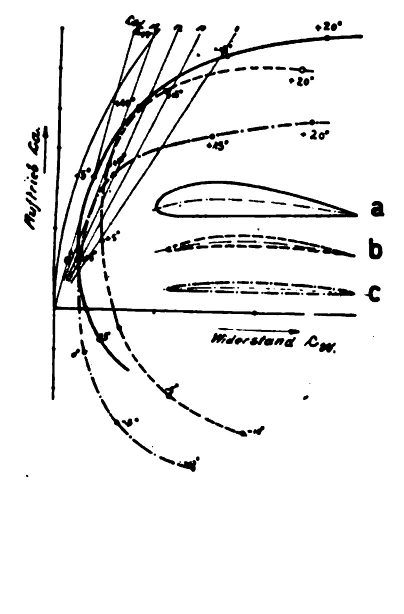




Fig. 3.

für das Beständigkeit, Bildsamkeit, Wahl der Verbindungsmöglichkeiten und andere Vorteile sprechen.

Nach Ansicht des Vortragenden wird, wie im Schiffbau, auch im Flugzeugbau das Holz vom Metall verdrängt werden, besonders da, wo es sich um größere Einheiten handelt.

Dazu gehört freilich, daß die Bearbeitungsmöglichkeiten dünner Bleche mehr als bisher Allgemeingut des Maschinenbauers werden.

Bei der Beantwortung der Frage: **wie** das Metall verwandt wurde, war Gelegenheit gegeben zu einem Rückblick auf die Entwicklungsgeschichte des Flugzeugs in der Fabrik.

Der Vortragende fand hierbei Gelegenheit, die Arbeitsweise in den Dessauer Werken, die den Bau übernahmen, zu kennzeichnen und zu würdigen.

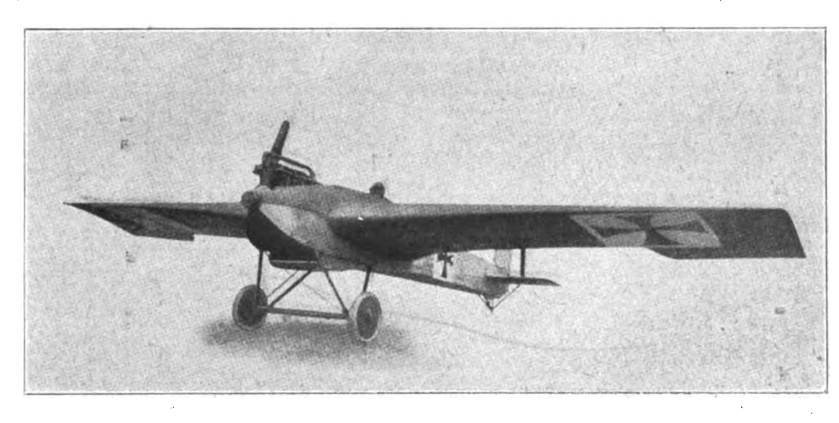


Fig. 4.
Erstes Versuchs-Flugzeug mit verspannungslosen freitragenden Flügeln.
Junkers-Metall-Flugzeug. Dezember 1915.

Die Idee, bei dem für freitragende Flügel allein in Frage kommenden dicken Profil lediglich die Haut tragen zu lassen, wurde zuerst unter Verwendung von schweißbarem Eisen, welches seinerzeit zur Verfügung stand, verwirklicht. Die sehr dünne Haut von 0,3 mm Dicke wurde durch Aufsetzen von Blechlamellen biegungsfest gemacht. Die Verbindung der Bauteile erfolgte durch elektrische Schweißung.

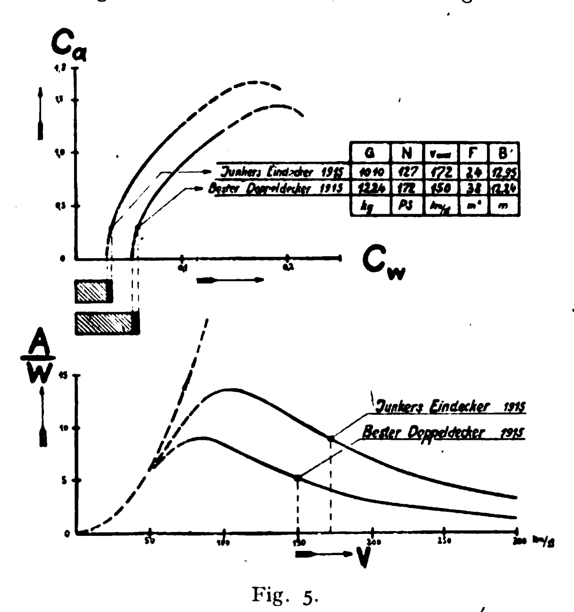


Fig. 5.

Behelfsmäßig hergerichtete Prüfmaschinen gaben in einfachster und schnellster Weise Aufschluß über die Festigkeit der geschaffenen Bauteile. Aus kleinen Versuchsstücken entwickelten sich Flügel in den verlangten Abmessungen, und Ende 1915 wurde der Urtypus des unverspannten Metalleindeckers fertiggestellt, mit dem der Beweis für die Folgerichtigkeit des Grundgedankens erbracht wurde. Das Flugzeug, das ausführlich beschrieben wurde, erreichte infolge seines minimalen Eigenwiderstandes mit dem 120 PS-Motor eine Stundengeschwindigkeit von 170 km und war aerodynamisch den besten Typen der damaligen Zeit weit überlegen.

Die Fig. 4 und 5 zeigen dieses Flugzeug und eine Gegenüberstellung seiner Charakteristik mit der eines der besten C-Flugzeuge der damaligen Zeit.

Weil das Flugzeug infolge der Verwendung des spezifisch schweren Eisens, welches außerdem nicht bei allen Bauteilen genügend ausgenutzt war, zu geringe Nutzlast trug, mußte zu leichterem Material in anderer Bauart übergegangen werden. Es wurde Duralumin gewählt und außerdem baulich die Flügeldecke von den tragenden Teilen getrennt, wodurch die Ausnutzung dieser Teile wesentlich verbessert wurde.

Auch hier wurden zuerst kleine, dann größere und schließlich ein Versuchsstück von 10 m Länge gezeigt und die hiermit erzielten Resultate mit denen der ursprünglichen Bauweise verglichen (Fig. 6).

Die Elemente dieser seither fast unverändert beibehaltenen Bauart wurden sodann im allgemeinen an Hand zahlreicher Lichtbilder und ausgelegter Versuchsstücke beschrieben und schließlich auch die fabrikatorische Herstellung der Gerüstflügel im Serienbau gezeigt.

Den Schluß des Vortrages bildete eine Aufzählung der bisher in Dessau gebauten Metallflugzeugtypen.

Nach kurzem Hinweis auf den unvollendet gebliebenen Versuchsbau eines Eindeckers mit Rotationsmotor wurde der gemeinsame mit der Heeresverwaltung bearbeitete Anderthalbdecker, das Infanterieflugzeug mit Panzerrumpf vom Jahre 1916, ausführlich nach Eigenschaften, Vorteilen und Nachteilen gewürdigt.

An diesem Flugzeug, von dem eine größere Anzahl im Serienbau hergestellt werden konnte, wurden erstmalig ausgedehnte Erfahrungen betrieblicher Art gemacht. Nachdem dieser Typ so weit konstruktiv gediehen war, daß die Fabrikation ihn übernehmen konnte, wurden die Arbeiten zur Herstellung eines leichten Eindeckers zielbewußt weitergeführt.

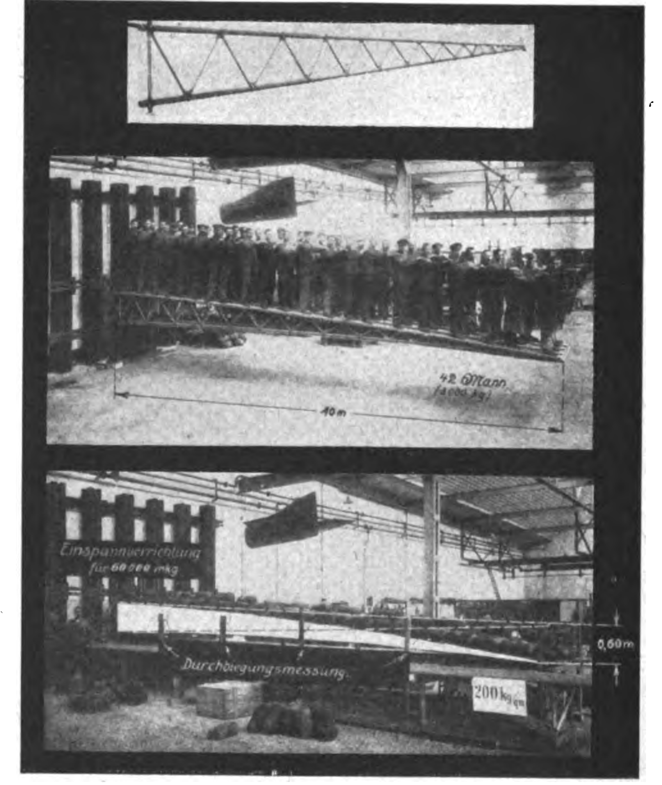


Fig. 6.

Neben der erwähnten Änderung im Baumaterial wurde auch zu einem anderen Aufbau übergegangen. Die bisher allgemein übliche Bauform, bei der der Flügelverband vom Rumpf durchschnitten wird, wurde verlassen und trotz aller später widerlegter Bedenken ein durchlaufender Flügel ausgeführt, auf dem das eigentliche Rumpfgerüst ruht. Die hiermit verbundene Hochschiebung des Schwerpunktes hat sich auch bei extremsten Kunstflügen als nichts weniger als ungünstig gezeigt. In dieser Bauart wurden D-Flugzeuge und C-Flugzeuge für Land- und Wasserbetrieb gebaut. Für letztere auch neuerdings Schwimmer mit Wellblechhaut.

Eines nach Kriegsende behelfsmäßig umgebauten C-Flugzeuges für Beförderungszwecke wurde wegen seiner guten Flugeigenschaften kurz Erwähnung getan und dann ausführlich als jüngstes Erzeugnis das eingangs erwähnte 6sitzige Verkehrsflugzeug besprochen, welches in bezug auf Wirtschaftlichkeit, Geschwindigkeit und Bequemlichkeit zurzeit unerreicht dasteht. Bilder aus dem Fabrikationsgange zeigten seine Entstehung in der Werkstatt. Zum Schluß wurde des Höhenrekordes vom 13. September 1919 (8 Personen mit 185 PS 6920 m in 82 Minuten) kurz Erwähnung getan.

Warme Worte der Anerkennung für seine Mitarbeiter und eine Aufforderung an die Anwesenden, Forschungsarbeiten trotz der Not der Zeit reichlich zu unterstützen, damit auch künftig deutscher Qualitätsarbeit der Ruf auf dem Weltmarkte erhalten bleibe, bildeten den Schluß der Ausführungen.

Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr.

Auszug aus dem Vortrag des Professors A. Baumann in der W. G. L. am 10. 12. 19 in Berlin.

Während der vergangenen Jahre hat in Deutschland das Riesenflugzeug eine bedeutende Entwicklung als Kriegsmaschine durchgemacht, an der sich zahlreiche Firmen mit Erfolg beteiligt haben, und zwar: die Zeppelinwerke Staaken, die deutschen Flugzeugwerke, die Siemens-Schuckert-Werke, die Zeppelinwerke Lindau, die Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, die Linke-Hoffmann-Werke, ferner die Lizenznehmer der Zeppelinwerke Staaken: Aviatik-Gesellschaft, Schütte-Lanz und die Albatros-Flugzeugunternehmungen.

Während die Zeppelinwerke eine dezentrale Anordnung der Motoren bevorzugten, haben alle übrigen Firmen eine zentrale Anordnung der Motoren angewendet, und es entstand ein Streit der Meinungen, welcher Anordnung die Zukunft gehöre. Jede Anordnung hat ihre Vor- und Nachteile, und wenn man an ein Abwägen aller Vor- und Nachteile geht, die geltend gemacht werden können, so kommt man zu der Überzeugung, daß auf keiner Seite Gründe stehen, die gewichtig genug wären, um entscheidend zu sein.

Diese Frage scheint also für eine künftige Entwicklung weniger wichtig zu sein als andere Fragen. Eine solche Frage ist die Ausbildung des Fahrgestells, die weitere mögliche Vergrößerung der Flugzeuge begrenzt, wenn man nicht zu der ausschließlichen Verwendung von Wasserflugzeugen übergehen will.

Es scheint damit unter dem Gesichtspunkt weiterer Vergrößerung die Frage Wassermaschinen oder Landmaschinen in den Vordergrund zu treten. Die Beantwortung dieser Frage ist erst möglich, wenn man sich darüber klar ist, ob eine wesentliche oder gar unbegrenzte weitere Vergrößerung der Flugzeuge zweckmäßig ist, was wiederum mit der Beantwortung der Frage nach dem Verwendungszweck so großer Flugzeuge aufs engste zusammenhängt.

Eine weitere Vergrößerung der Flugzeuge kann anstreben eine Vergrößerung der Reichweite oder eine solche der Nutzlast, oder es kann beides gleichzeitig angestrebt werden.

Die eingehendere Untersuchung zeigt nun, daß durch eine weitere Vergrößerung allein kaum eine Vergrößerung der Reichweite eintritt, jedenfalls wird sie erfolgreicher erreicht durch Vergrößerung der Geschwindigkeit und durch Verringerung der toten Widerstände (freitragende Flächen).

Im Zusammenhang damit ist zu untersuchen, ob es einen wesentlichen Gewinn bringt, Flugzeuge mit Kompressoren auszurüsten und sie in großen Höhen mit entsprechend großen Geschwindigkeiten ihr Ziel erreichen zu lassen. Die weitere Verfolgung dieser Frage zeigt, daß diesen Weg einzuschlagen sich nur bei sehr großen Flugstrecken für Verkehrsflugzeuge lohnen kann, da die Zeit, die zum Aufstieg in diese großen Höhen vergeht, den Vorteil aufzehrt. Man kann demnach sagen, daß mit überkomprimierten, überdimensionierten Motoren praktisch dasselbe auf baulich einfacherem Weg erreicht wird.

Der Vorteil einer weiteren Vergrößerung bliebe also nur in der Möglichkeit, mehr Fahrgäste zu befördern, bestehen. Es fragt sich, welche Zahl von Fahrgästen ist erstrebenswert in einem Flugzeug zu befördern. Die Riesenflugzeuge ermöglichen die Ausführung von Gesellschaftsfahrten, darin liegt zusammen mit ihrer ungleich größeren Betriebssicherheit infolge der Unterteilung der Kraftquelle gegenüber Kleinflugzeugen ihr Hauptvorteil und ihre Daseinsberechtigung.

Erst die Möglichkeit von Gesellschaftsfahrten wird eine weitergehende Einbürgerung des Luftverkehrs bringen können, weil erst dann, wenn sich der Fahrgast des bürgerlichen Lebens in Gesellschaft mit anderen Fahrgästen befindet, er nicht mehr das Gefühl haben wird, mit Antritt der Fahrt einen außergewöhnlichen Schritt zu tun, der Wagemut und Entschlußkraft erfordert. Es sollten deshalb Gesellschaftsfahrten zu etwa 20 Gästen möglich sein. Dem würden bei Reichweiten von 500 bis 1000 km Flugzeuge mit 1000 bis 2000 PS entsprechen.

Für eine solche Durchführung des Luftverkehrs wäre eine gewisse nachweisbare Rentabilität von ausschlaggebender Bedeutung. Sie kann aber, abgesehen von anderem, erst vorhanden sein, wenn man über gut und sorgfältig ausgebaute Luftverkehrsstraßen verfügt. Sie sind — zum mindesten für Riesenflugzeuge — die unerläßliche Voraussetzung für einen Luftverkehr. Hier haben zunächst die Arbeiten einzusetzen, und hier ist noch viele Arbeit zu leisten.

Bildet sich so ein Luftverkehr mit Riesenflugzeugen aus, so kann man es füglich der Zukunft überlassen, wie Riesenflugzeug und Luftschiff sich in das Arbeitsgebiet teilen.

Festigkeitsprüfungen eines Holz- und eines Duralschwimmers.

Von Lewe.

A. Belastungsannahmen.

Die zu den Schwimmern gehörigen Flugzeuge sind lt. Marinebestellung beschränkt seefähig und haben je ein Gewicht von ca. 1500 kg. Der Inhalt eines Schwimmers beträgt 1400 l.

Es wird angenommen, daß die Belastung beim Start und kurz nach der Landung durch eine gleichmäßig auf das vordere Drittel des Schwimmers auftreffende Welle vor sich geht. Die Kraft wird dabei vom Mittelpunkte des vorderen Drittels nach dem Schwerpunkt des Flugzeugs gerichtet sein. Diese zum Schwimmer schräge Kraft läßt sich bei den Einrichtungen der Versuchshalle des S.V.K. nur mit Schwierigkeiten

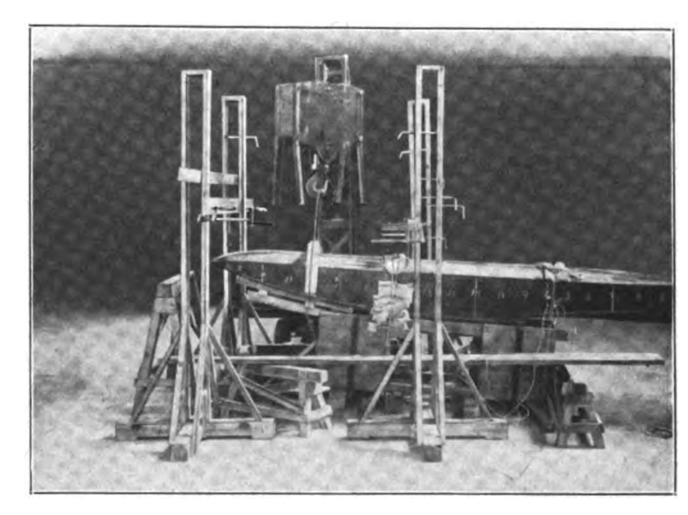


Fig. 1.

nachahmen, und es wurde an Stelle derselben eine zum Schwimmer senkrechte Kraft in der Mitte des vorhandenen Drittels angenommen. Hierdurch wird das Beanspruchungsbild kaum verändert, da alle Kräfte um den cos des Winkels der Schrägkraft vergrößert werden. Die Photographie, Fig. 1, zeigt die Anordnung.

B. Verlauf und Ergebnis.

1. Holzschwimmer. Die Belastung wird zunächst bis 1500 kg durch einen Flaschenzug vorgetrieben. Die Messung der Kraft geschieht durch eine Laufgewichtskranwage. Die

Durchbiegung der Schwimmerspitze beträgt rd. 73 mm, die bei der dann vorgenommenen Entlastung fast vollständig zurückgeht, zurückbleiben nur 3 mm Ausweichung.

Die Untersuchung ergibt, daß das Schott 14 unter dem vorderen Auflager in sich gestaucht und ausgebeult ist und daß die Schrauben der Eckleisten dieses Schottes aus der seitlichen Beplankung ausgerissen sind. Die Ausbeulung des Schottes befindet sich in der Nähe des Schwimmerbodens, so daß der Verdacht besteht, daß hier das Holzmaterial durch das hier im Gebrauch sich ansammelnde Wasser teilweise verfault ist, oder daß die Verleimung des Sperrholzes aus demselben Grunde gelitten hat. Der Schwimmer wird nun nochmals in der angegebenen Weise belastet, und es wird hierbei 1800 kg Zug und

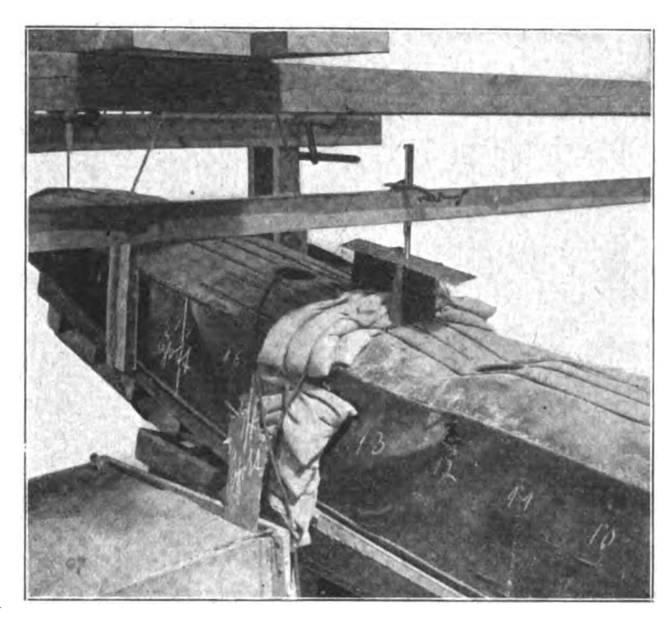


Fig. 2.

eine Spitzenausweichung von 95 mm erreicht. Die Kraft geht dann zurück, weil inzwischen weitere Beschädigungen zwischen Spant 12 und 13 aufgetreten sind. Hier ist die seitliche Beplankung auf beiden Seiten des Schwimmers vollkommen nach Fig. 2 ausgebeult und ebenfalls die Schwimmerdecke nach innen ausgeknickt. Die Ausbeulung führt schließlich zum Bruch.

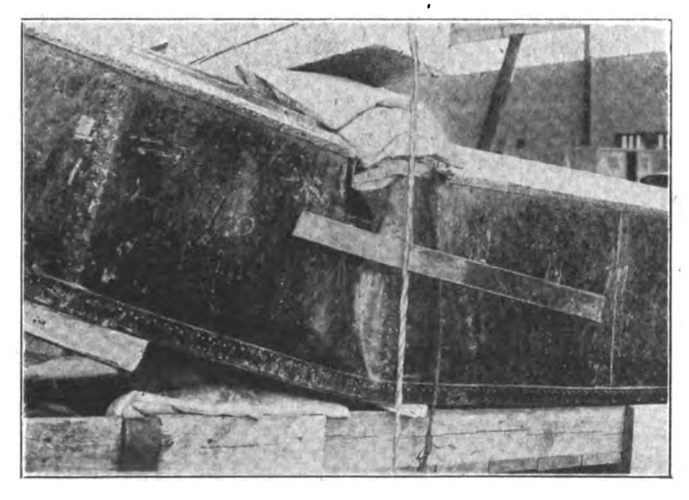


Fig. 3.

2. Duralschwimmer. Die Belastung wird in gleicher Weise angeordnet wie bei dem Versuch mit dem Holzschwimmer. Es wird bis zum Bruch eine Zugkraft von 2800 kg bei einer Spitzenausweichung von 130 mm festgestellt. Die zuerst vorgenommene Be- und Entlastung bis 1500 kg zeigt fast vollkommene Elastizität, da die Durchbiegung fast vollständig zurückgeht. Die Fig. 3 zeigt die beim Bruch eingetretenen Beschädigungen. Die Seitenbleche fangen bei 2000 kg Belastung in der Nähe des Auflagers an auszubeulen, wodurch die oberen Druckgurte ihre Seitensteifigkeit verlieren und bei 2800 kg ausknicken.

C. Konstruktion der Schwimmer.

1. Holzschwimmer. Bei Besprechung der Konstruktion des Schwimmers kann von der Fig. 1 ausgegangen werden, welche die Form des Schwimmers zeigt. Der Schwimmer ist 558,5 cm lang, 72 cm breit und an der höchsten Stelle 46,5 cm hoch. Er ist mit einer Stufe von 10 cm Höhe versehen und hinter der Stufe am Heck mit einer Kielung ausgebildet. Die Fig. 1 zeigt die Lage der verschiedenen Spante und Schotten und die beiden Befestigungsstellen für das Fahrgestell. An Schotten und Spante, das ist an Queraussteifungen, sind im ganzen 21 vorhanden, so daß durchschnittlich alle 26 cm quer ausgesteift ist. Durch 7 Schotte wird der ganze Schwimmer in acht einzelne für sich wasserdichte Zellen geteilt, die jede für sich durch die in Fig. 2 sichtbaren kreisrunden Entleerungsöffnungen von 130 mm Durchmesser von außen zugänglich sind. Die Schwimmer sind innen und außen schwarz lackiert und innen außerdem zur Erzielung der Wasserdichtigkeit geteert. Die Fig. 4 zeigt die allgemeine Ausbildung eines Spantes oder Schottes des Holzschwimmers. Es ist ein Rahmen in der Querschnittsform des Schwimmers, der durch 2 Streben, die von den oberen seitlichen Eckgurten zu den Drittelpunkten des Bodens gehen. Der Boden wird aus Duralblech von 0,6 mm Stärke gebildet. Diese Blechböden an Holzschwimmern haben vor Sperrholzböden den Vorteil, daß bei harten Stößen bei Start oder Landung eine Zersplitterung vermieden wird. Die Eckgurte selbst bestehen aus 25/25 mm Eschenholz, unterstützt werden diese Träger des Längsverbandes durch die Scheuerleisten des Bodens von 20/20 an

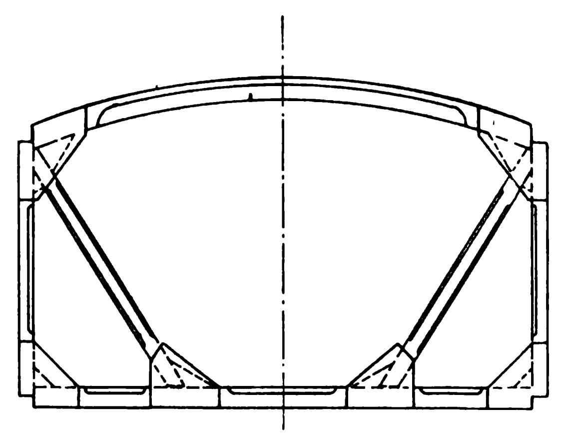


Fig. 4.

den Seiten und 2 Stück 20/12 mm Querschnitt in der Mitte sowie durch die Gehleisten der Decke. Die Seitenbeplankung besteht aus bestem 4 mm starken doppelt geklebten Birkensperrholz. Zur Aufnahme der Querkräfte sind weitere Tragorgane auch in der Nähe des Auflagers nicht vorhanden. Die Bruchprüfung zeigt, daß hier noch eine wesentliche Verbesserung Platz greifen kann, indem hier Druckdiagonale von einem zum andern Spant angebracht werden.

2. Duralschwimmer. Die Schwimmer aus Duraluminblech sind erst in den beiden letzten Kriegsjahren infolge der größer werdenden Anforderungen an die Seefähigkeit der Seeflugzeuge zur Anwendung gelangt. Eine etwas eingehendere Beschreibung dürfte daher am Platze sein. Die Fig. 5 zeigt Aufriß und Grundriß des Schwimmers. Durch die Schotte 2, 5, 8, 11, 14, 17 und 20 wird der Schwimmer in 8 für sich wasserdichte Abteile zerlegt, die durch obere in der Decke angebrachte Öffnungen zugänglich gemacht sind, um etwa eingedrungenes Wasser durch Handpumpen entfernen zu können. Der Schwimmer ist als beiderseits überkragender Träger auf 2 Stützen, den Fahrgestellbefestigungen, aufzufassen. Die Überkragung beträgt am Bug 190, am Heck 200 cm. Sehr interessant ist die Kraftaufnahme an den Fahrgestellbefestigungsstellen zwischen Spant und Schott 7 und 8 und zwischen 14 und 15. Der Anschluß der Stäbe des Fahrgestells erfolgt hier durch eine sog. Stieldüte nach Photographie Fig. 6, die auf der Decke des Schwimmers durch mehrere

Fig. 5.

Schrauben befestigt wird. Der Haupttragstiel des Fahrgestells, d. i. der vom Schwimmer zum Rumpf des Flugzeugs gehende, ist steif angeschlossen und muß deshalb alle um die Achse des Schwimmers wirkenden Biegungsmomente, wie sie durch seitliche Wellenstöße oder schiefe Landungen entstehen, aufnehmen. Nach Fig. 6 u. 7 wird nun der Stoß von der Mitte der Schwimmerdecke zu den unteren Eckgurten durch 2 Streben, die sowohl im Spant Schnitt c—d wie im Schott, Schnitt a—b vorhanden sind, fortgeleitet. Fig. 8 zeigt einen Spant, Fig. 9 ein Hauptschott im Lichtbild. Bemerkenswert sind die Maßnahmen zur Gewichtsverminderung der Konstruktion. Im übrigen ist das Konstruktionsprinzip dasselbe, wie bei dem vorbeschriebenen Holzschwimmer.

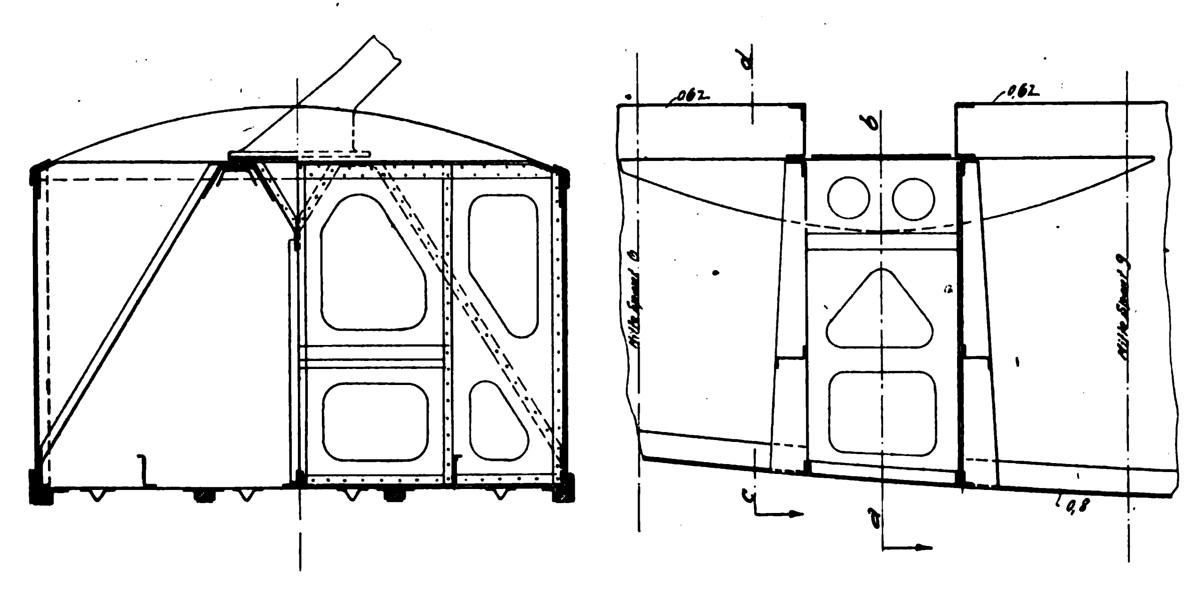


Fig. 7.

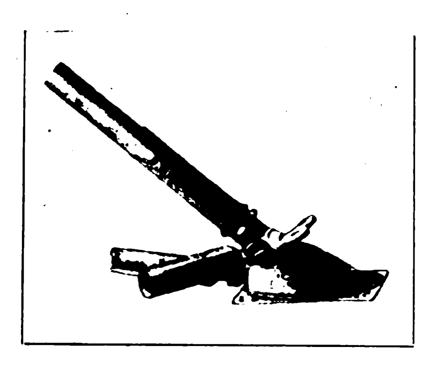


Fig. 6.

D. Ergebnisse des Versuchs.

Die Schwimmer, sowohl der aus Holz wie der aus Duralumin, sind nach Gesichtspunkten konstruiert worden, die nicht immer mit den statischen Forderungen übereinstimmen. Die Auffassung als über 2 Stützen auskragender Längsträger führt von selbst dazu, entweder durch erhebliche Verstärkung der Seitenbleche oder durch Einbau von Diagonalen, die Teile in der Nähe der Fahrgestellbefestigungen geeigneter zur Aufnahme der Querkraft zu machen. Für den besprochenen Belastungsfall müßte erreicht werden, daß das zum Bruche

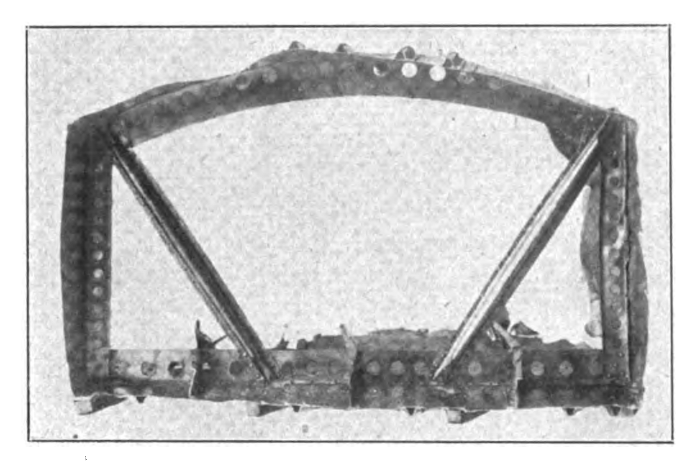


Fig. 8.

führende Verbeulen der Seitenwandung nicht eher eintritt, als die Bruchreife durch Überschreitung der Streckgrenze an den Eckgurten eintritt. Für die Stärkenbemessung der Eckgurten kann nur der geschilderte Belastungsfall, der durch eine ähnliche Kraftannahme für das Schwimmerheck noch zu ergänzen wäre, maßgebend sein.

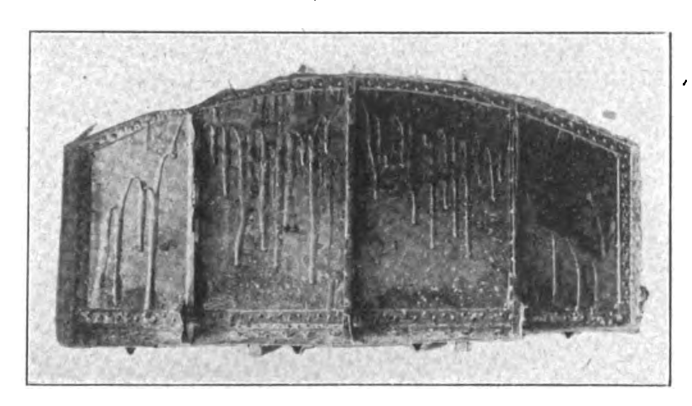


Fig. 9.

Vom Standpunkte der Seefähigkeit betrachtet, kann nur der Duralschwimmer als genügend fest bezeichnet werden. Das zugehörige Flugzeug hat nämlich ein Gewicht mit Zuladung von 1400 kg. Das mit solchen Schwimmern ausgerüstete Flugzeug könnte demnach etwa einen Bugstoß von der Größe des vierfachen Flugzeuggewichts aushalten, was für die vorgesehene Forderung beschränkter Seefähigkeit als genügend zu erachten ist. Hierbei ist noch zu bedenken, daß die Stoßbelastung, wie sie in der Wirklichkeit auf See während Start, Landung, Rollen und Treiben vorkommt, das Schwimmermaterial weniger beansprucht wie die Dauerbelastung der vorbeschriebenen Versuche. Wie in einem später folgenden Aufsatze gezeigt werden soll, ist die Dauer des Stoßes eine derart kurze, daß die Kragbelastung gar nicht voll zur Auswirkung kommt. Trotzdem müssen Versuche, wie vorbeschrieben, und dahingehende Aufstellung statischer Rechnungen als beste Fingerzeige zur guten Konstruktion bezeichnet werden, da die Art, wenn auch nicht die Größe des Lastbildes richtig gewählt ist.

Der italienische 6-Zylinder 160 PS Isotta-Fraschini-Flugmotor.

Von Alfred Staribacher.

(Schluß von Seite 7.)

Das Material der Kolben wurde analysiert und ergab folgende Zusammensetzung:

Zinn	10,83 vH
Kupfer	2,26 vH
Nickel	0,98 vH
Silizium	0,26 vH
Zink	0,17 vH
Aluminium	85,5 vH.

Die Brinellhärte beträgt bei 500 kg Belastung 50° Br., die Zerreißfestigkeit 12,5 kg/mm², die Dehnung 1,0 vH.

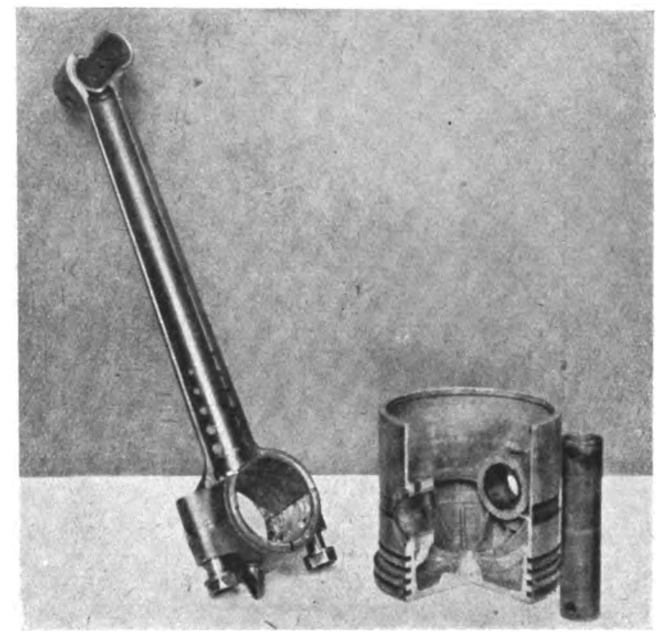
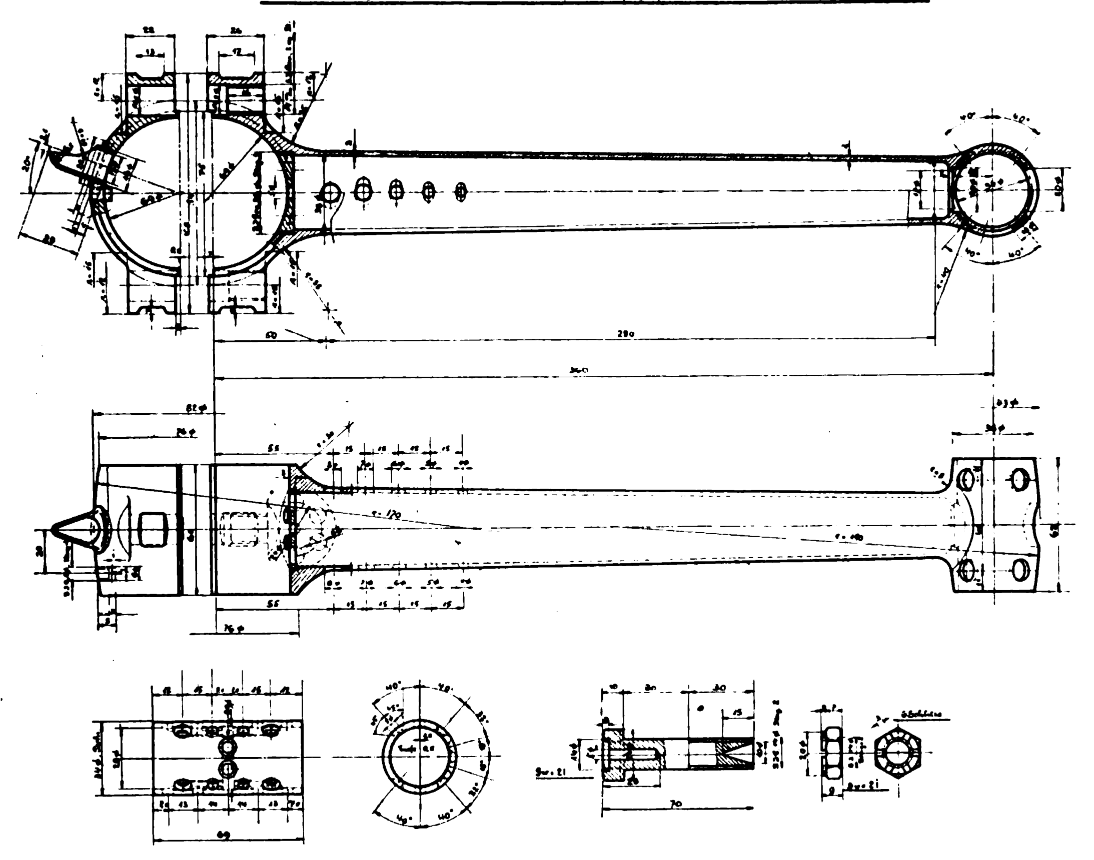


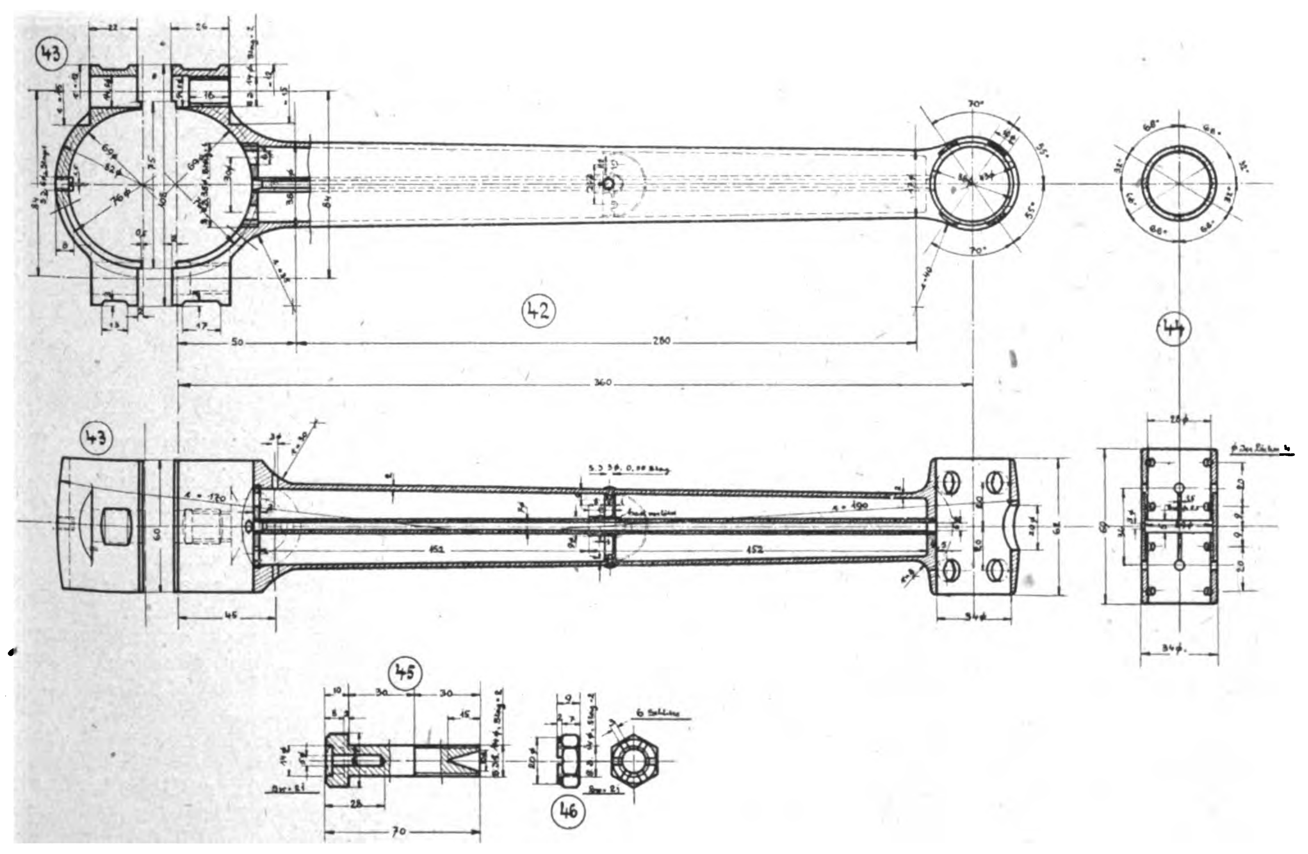
Fig. 33.

Stückliste der dem vorliegenden Aufsatz beigegebenen Zeichnungen zum 150/160 PS-Isotta-Fraschini.

Zeichn.-Nr.	Pos.	Stück	Benennung
I	1	6	Zylinder (Schnitte)
I	2	6	Einlaß-Ventilhaube (Saugventilkappe)
II	1—2	6	Zylinder (Ansicht)
III	3	1	Nockenwelle
III	4	3	Schwing- und Nockenhebelwelle
III	5	3	Schwing- und Nockenhebelwelle mit Schwinghebel
III	6	12	Schwinghebel
III	7	12	Schwinghebelzwischenscheibchen
III	8—10	12	Schwinghebeleinstellschraube m. Sicherung
IV	11	1	vordere Steuerwellengehäusehälfte
IV	12	1	hintere Steuerwellengehäusehälfte
IV	13	1	Lagerdeckel für Schwing- und Nockenhebelwelle
IV	14	3	Lagerdeckel für Schwing- und Nockenhebelwelle
IV	15	5	Lagerdeckel für Schwing- und Nockenhebelwelle
IV	16—21		Befestigungsschrauben mit Muttern und Unterlagscheibchen dazu

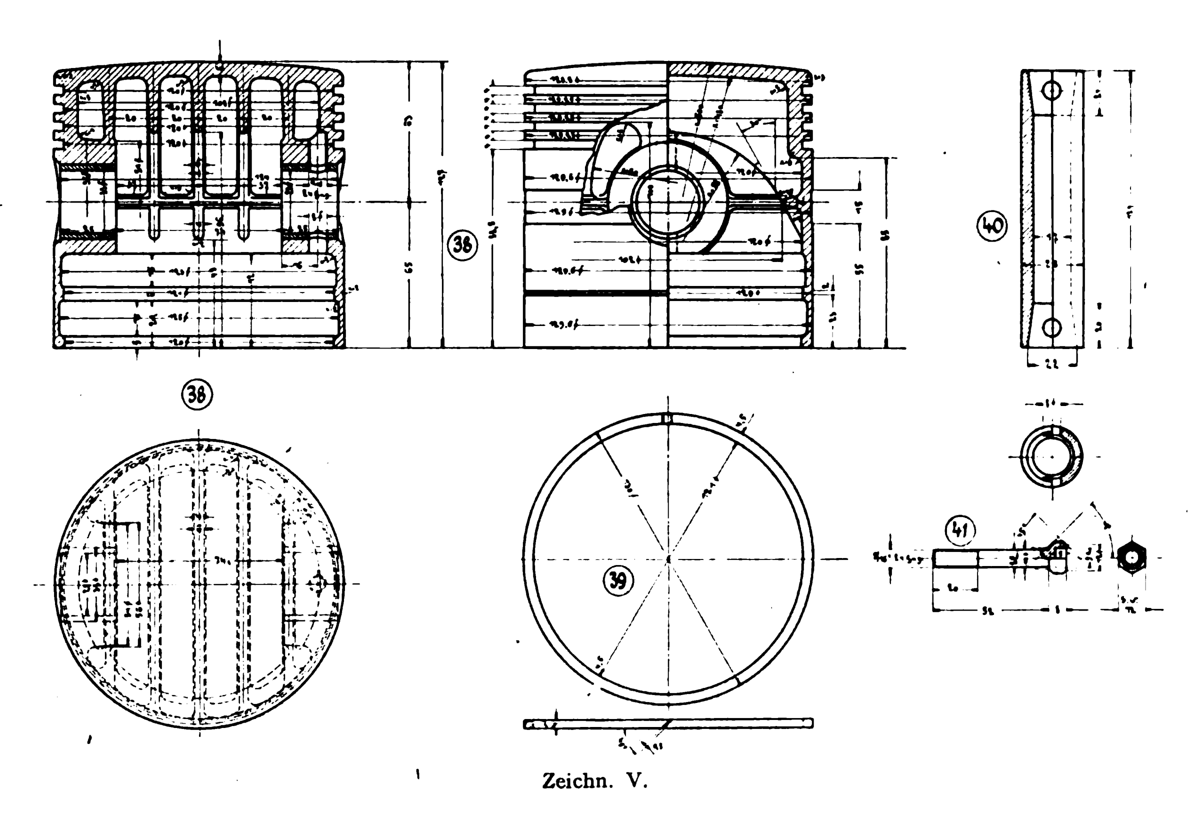


Zeichn. XIX.



Zeichn. VI.

KOLBEN DES 150-160 ISOTTA-FRASCHINI MOT.



Zeichn. V.

Zeichn.-Nr.	Pos.	Stück	Benennung
IV	22	6	Gehäuseverbindungsschrauben, Muttern dazu wie Pos. 21, Z. IV
IV	23—25	12	Steuerwellenbefestigungsschrauben mit Muttern und Sprengringen
IV	26—29	1	Steuerwellengehäuse-Abschlußdeckel mit Dekompressorhebel
IV	30—31	4	mittlere Steuerwellenlager mit Führungs-
IV	32—34	1	hinteres Steuerwellenlager mit Fixierstift büchsen und Fixierstift

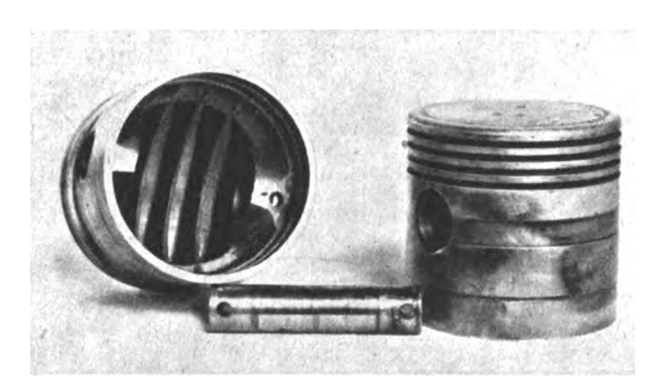


Fig. 34.

Zeichn.-Nr.	Pos.	Stück	Benennung
IV	35—36	2	Verschlußstücke
IV	37	1	Ölanschlußnippel
V	38	6	Kolben
V	39	24	Kolbenringe
V	40—41	6	Kolbenbolzen mit je 2 Sicherungsschrauben
VI	42—44	6	Pleuelstange mit Deckel und Kolbenbolzenbüchse
VI	45—46	12	Pleuelstangenschrauben mit Muttern
VII	47	6	Pleuelstangenlager
IX	49	1	Kurbelwelle mit Ölkanälen
X	50		vorderes Kurbelwellenlager
XI	51		mittlere u. rückwärtige Kurbelwellenlager
XII	52		mittlere u. rückwärtige Kurbelwellenlager
XIII	53—54		Ventile und Ventilfedern
XIII	55—58		Ventilhebel, oberer u. unterer Federteller

Zeichn.-Nr	Pos.	Stück	Benennung.
XIV	59		Wasserpumpengehäuse
	60		Gehäusedeckel
	61		Laufrad
	62—65		Welle samt Fixierungsdetails u. Kegelrad
XV	66—68		Gehäuse der doppeltwirkenden Ölpumpe s. Trennungsplatte
XVI	69		Ölpumpenantriebswelle mit einem Zahnräderpaar
XVI	70—71		Zahnräderachse und 2. Räderpaar
	72		Ölnippel
	73		Zahnräderkeile
	74		Gehäuseverbindungsschrauben
XVII	75—77		Propellernabenbefestigung
XVIII	78—79		oberer und unterer Teil der vertik. Steuerwelle des älteren I.-Fr.
	80		Kuppelungskeil
XIX			Pleuelstange eines Motors älterer Bauart
XX			Schwinghebel und Nockenform eines Motors älterer Bauart
XXI	81		Zusammenstellungszeichnung des Motors
XXII			Luftpumpe und Details

Zu dem Aufsatz von A. Koenig „Zur Knickungsbiegung“

in Heft 21 vom 15. November, S. 233, sind uns von mehreren Seiten Äußerungen zugegangen, die darauf hinweisen, daß man aus den Formeln von Müller-Breslau den Fall verschwindender Längskraft als Grenzwert ermitteln kann, daß der Fortfall der Knickung für $S = 0$ ganz selbstverständlich und daß die Ergebnisse bereits bekannt seien. Wegen Raummangels können diese Zuschriften nicht aufgenommen werden; es sei vielmehr auf Müller-Breslau, Graphische Statik II, 2, S. 288 ff. verwiesen. Die Schriftleitung.

Berichtigung.

In dem Aufsatz von L. Grüter »Über die Anwendung des Knotens im Flugzeugbau«, ZFM 1919, S. 267, Heft 23/24, sind die Bilder von Fig. 2 und Fig. 4 miteinander zu vertauschen. Die Schriftleitung.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Wettbewerbe.

Erläuterung zur Ausschreibung des Rumpler-Preises (s. Luru, S. 27). Der ausgeschriebene Wettbewerb soll ein Vorläufer der mit Luftfahrzeugen zu erwartenden Wettbewerbe sein und ein Meßgerät (oder eine Gruppe von solchen) fördern, das die Bestimmung der Geschwindigkeit der Luftfahrzeuge, insbesondere der Flugzeuge bei einer bestimmten Luftdichte ermöglicht.

Der Bestimmung der Flugleistungen war bisher stets große Aufmerksamkeit zugewandt worden. Naturgemäß richtete sich die Feststellung auf die Leistungen, die am besten beobachtet werden können und dem dringendsten Bedürfnis der Fliegertruppe entsprachen.

Die Meßgeräte zum Ermitteln der Steigfähigkeit sind am besten ausgebildet, trotzdem genügen sie nicht allen Anforderungen, da die Wetterlage infolge alleiniger Luftdruckmessung ungenügende Berücksichtigung fand. Der Bau eines Temperaturschreibers für die Verwendung in Flugzeugen, der neben dem verhältnismäßig gut ausgebildeten Höhenschreiber die für die Flugleistungen besonders wichtige Kenntnis der Luftdichte vermitteln sollte, wurde immer notwendiger. Wohl gibt es schon Temperaturschreiber, die in Ballonen und Drachen zur regelmäßigen Erforschung der Atmosphäre Verwendung fanden, doch befriedigten diese infolge ihrer Empfindlichkeit gegen Erschütterungen u. dgl. bei der Benutzung in Flugzeugen nicht. Der Wunsch nach einem Luftdichteschreiber, der Meßflüge in einer bestimmten Luftdichte ermöglichen sollte, wurde von vielen Stellen geäußert.

Als weitere Flugleistung ist die Fluggeschwindigkeit von Bedeutung. Sie kann beim Anstieg, in gleichbleibender Höhe oder beim Abstieg gemessen werden. Die an das Luftfahrzeug gebundenen Meßgeräte (Staudruckmesser oder auf der Drehung einer Schraube bzw. eines Schalenkreuzes beruhende Meßgeräte) haben den Nachteil, daß sie durch ihre Anbringung in der Nähe der Flügel oder des Luftschraubenstrahles Fehlerquellen besitzen, die sich nur für jedes Flugzeug besonders abschätzen lassen; es fehlt ein Gerät zur Bestimmung der Geschwindigkeit vom Flugzeuge aus ohne diese Fehlerquellen.

Da bei vielen Messungen eine bestimmte Höhe gleichmäßig einzuhalten ist, da dies aber nur bei Verwendung eines vom Führer zu beobachtenden, geeigneten Navigationsinstrumentes geschehen kann, ist der Bau eines empfindlichen Höhenmeßgerätes (z. B. Statoskop) notwendig. Zahlenmäßige Angaben der Höhen sind dabei nicht erforderlich. Die im Freiballonsport beliebten Variometer erfüllen dieses Bedürfnis nicht, da sie nur lotrechte Bewegungen, aber nicht eine innezuhaltende, bestimmte Luftschicht kennzeichnen. Sie geben dem Führer keine Möglichkeit, eine einmal verlorengegangene Höhe genau wieder zu finden. Die Anzeige der Barometer ist für diesen Zweck zu träge und zu unempfindlich.

Die vorstehenden Erörterungen ergeben, daß zur Bestimmung der Flugleistung folgende Geräte von besonderer Wichtigkeit sind:

1. Luftdruckschreiber,
   (Meßbereich: 140 bis 790 mm QS).
2. Temperaturschreiber
   (Meßbereich: 35^0 bis -65^0).
3. Luftdichteschreiber
   (Meßbereich: 0,28 bis 1,40 kg/m³).
4. Geschwindigkeitsschreiber
   (Meßbereich: 80 bis 300 km/h).
5. Anzeigegerät zum Einhalten der gleichen Flughöhe oder zum Flug in gleicher Luftschicht
   (Meßbereich: + 50 m bis — 50 m, Ablesbarkeit: 5 m bei 1 km Höhe).
6. Zeitschreiber umschaltbar
   (Bereich: 2,4 und 6 h).

Die Meßgrenzen sind aus praktischen Gründen für die Zeit des Wettbewerbes gewählt und sollen die Entwicklungsmöglichkeiten über diese hinaus nicht festlegen. Die Meßangaben sämtlicher Geräte sind auf die gleiche Zeit zu beziehen. Zusammenstellungen, die dies ermöglichen, sind besonders wertvoll.

Bei einer Gruppe von Instrumenten kann auf den Temperaturschreiber verzichtet werden, wenn sowohl ein Luftdichteschreiber als auch ein Luftdruckschreiber zur Anwendung kommt. Der Luftdruckschreiber ist auf alle Fälle zur Bestimmung der lotrechten Geschwindigkeiten erforderlich. (Vgl. Blasius, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Band III, S. 193 ff.)

Das Geschwindigkeitsmeßgerät soll weniger die augenblickliche Geschwindigkeit angeben als vielmehr die mittlere Geschwindigkeit über einen gewissen Zeitraum, in ähnlicher Weise, wie die Motordrehzahl durch Feststellen der tatsächlich in einer bestimmten Zeit erfolgten Motorumdrehungen gemessen wird.

Das Geschwindigkeitsmeßgerät muß an einer solchen Stelle angebracht werden, wo es unbeeinflußt von den Strömungen um das Luftfahrzeug bleibt. Auf Vorrichtungen, wie sie bei Schiffen in der Gestalt der Logs üblich sind, wird hingewiesen.

Das Meßgerät zum Einhalten der gleichen Flughöhe bzw. Luftschicht braucht nicht registrierend zu sein. Es muß jedoch auf alle Fälle von dem Führer während des Fluges beobachtet werden können. Seine Ausschaltung während der Nichtbenutzung ist statthaft.

Die Angaben der übrigen Instrumente brauchen nicht für den Führer sichtbar zu sein.

Die Ausschreibung sieht ein einziges Meßgerät oder eine Gruppe von solchen vor, da nur in der Auswertung aller Messungen die zu bestimmenden Flugleistungen gefunden werden können.

Auf eine unempfindliche, mäßigen Umfang erfordernde und leicht einzubauende Unterbringung der Meßgeräte wird besonderer Wert gelegt. Etwa im Freien aufgehängte Gehäuse müssen Stromliniengestalt besitzen.

Sämtliche schreibenden Meßgeräte müssen mit einer von außen einrückbaren, tunlichst gleichzeitig wirkenden Feststellvorrichtung versehen sein. Eine auf alle Schreibtrommeln wirkende Vorrichtung zur gleichzeitigen Kennzeichnung bestimmter Meßpunkte wird besonders bewertet.

Etwa notwendig werdende Fragen beantwortet die Deutsche Luftsport-Kommission, Berlin W 35, Blumeshof 17. (Sonderbericht). ND. **4.**

Die Deutsche Luftsport-Kommission ist mit einer Ausschreibung von 50000 M. beschäftigt, die vom Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen zur Verfügung gestellt sind. Auch dieser Betrag soll ebenso wie der kürzlich ausgeschriebene Rumpler-Preis von 20000 M. mit Einverständnis des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen Verwendung finden für die Erhöhung der Sicherheit der Luftfahrt. Die Ausschreibung wird noch in diesem Monat veröffentlicht werden. (Mitteilung der Deutschen Luftsport-Kommission, 19. 1. 20.) ND. **4.**

Sadi-Lecointe startete am 3. 1. zu einem Flug um den **Henry-Deutsch-Pokal.** Er hat 200 km in 42 min 53,8 s zurückgelegt. Die Schnelligkeit betrug 266,314 km/h, womit der frühere Rekord Lecointes vom September 1919 mit einer mittleren Geschwindigkeit von 252 km/h bedeutend geschlagen wurde. (l'Auto-Paris, 4. 1. 1920.) ND. **4.**

Französische Wettbewerbs-Ausschreibungen. Das Luftfahrt-Komitee des Aero-Club von Frankreich macht der F. A. I. den Vorschlag, den nächsten Gordon-Bennet-Wettbewerb als Überlandflug über eine Strecke von 300 km, und zwar in drei Rundflügen über dem Gelände von Beauce abzuhalten.

Der Aero-Club von Frankreich hat einen Preis von 10000 Frs. für den erfolgreichsten Bewerber ausgesetzt.

Das Luftfahrt-Komitee des Aero-Club von Frankreich hat sich ferner in einer Sitzung am 5. Januar eingehend mit den Satzungen und Bedingungen für den Michelin-Preis (500000 Frs.) beschäftigt.

André Michelin stiftete 30000 Frs., die als Grundlage für einen »Grand-Prix« von einer halben Million dienen sollen.

In diesem Jahr wird die achte Rate des Michelin-Preises von 20000 Frs. ausgetragen. Die Bedingungen werden zurzeit noch geprüft.

Das Bureau der F. A. I. faßte unter dem Vorsitz des Prinzen Roland Bonaparte wichtige Beschlüsse hinsichtlich des Jacques Schneider-Pokals, der Ende August in Venedig über eine Strecke von 200 Seemeilen ausgetragen werden soll.

Um die Seetüchtigkeit der Apparate festzustellen, die eine Last von 300 kg tragen sollen, soll vorher ein entsprechender Prüfungs-Wettbewerb veranstaltet werden. (Auszug aus »l'Auto«, Paris, 6. und 15. Januar, »The Flight«, Nr. 575, London, 1. Januar 1920, und »l'Auto«, Paris, 7. Januar 1920.) ND. **4.**

Amerika.

Vereinigter Luftfahrt-Kongreß von Amerika. Der dritte amerikanische Luftfahrt-Kongreß wird vom 21. Februar bis 31. März dieses Jahres in Havanna (Kuba) tagen. Es sollen Preise in Höhe von 5000 Pfd. Sterl. zur Verteilung kommen. Die latein-amerikanischen Staaten, welche Einkaufskommissionen zu diesem Kongreß entsenden, werden vermutlich gegen 10000000 Pfd. Sterl. verausgaben, und es ist sehr wahrscheinlich, daß die ausstellenden Firmen mit Aufträgen reichlich bedacht sein werden. (»Aeronautics« Nr. 324, London, 1. Januar 1920.) ND. 4.

Die Zeitschrift »Aerial Age« stellt fest, daß die **Nachfrage nach Flugzeugen** viel größer ist als die Anzahl der gelieferten Apparate. Die Flugzeughändler behaupten gleichfalls, sie hätten das Zehnfache an Flugzeugen verkaufen können als sie von den Fabriken erhielten. In einigen Städten, berichtet das Blatt, haben Automobilhändler den Flugzeugvertrieb aufgenommen; einer, der im Juni letzten Jahres 100 Flugzeuge aufkaufte, verkaufte sie alle innerhalb von zwei Monaten, worauf er 40 weitere Flugzeuge kaufte und gleichfalls sofort an den Mann brachte. Ein anderer Händler in Chicago verkaufte für 750000 Doll. Flugzeugteile und Ersatzstücke. (»The Aeroplane«, Nr. 26, London, 24. Dezember 1919.) ND. 4.

Britisches Reich.

Weltluftverkehr. Am 13. Januar hielt Lord Montagu of Beaulieu einen Vortrag über die Luftfahrt. Er sprach über die ungünstige Lage Großbritanniens, das nur als Ausgangs- und Endpunkt für Luftfahrten, nicht aber als Zwischenlandeplatz anzusehen sei. Dagegen ist Ägypten auch in bezug auf seine klimatischen Verhältnisse für den Luftverkehr außerordentlich geeignet.

Mit der fortschreitenden Entwicklung der Luftfahrt wird auch das Luftfahrzeug zur Verbreitung von Pressenachrichten mehr und mehr in den Vordergrund treten, besonders für die ferner gelegenen Kolonien, wie Indien. Auch über die Zukunft des Luftschiffes, besonders hinsichtlich der weiten Entfernungen, äußerte sich Lord Montagu sehr optimistisch.

Er brachte Vorschläge zur Anlage eines Luftlandungsplatzes über London und für die Einrichtung von Flugplätzen in einem der großen Parks im Zentrum der Stadt.

Bezüglich der großen Flugstraßen des britischen Reiches besprach der Redner die bereits oft erörterten Vorschläge. Er befürwortete die Einrichtung von sechs Hauptstraßen: 1. England—Nord-Amerika und Kanada, 2. England—Frankreich—Spanien—Westafrika, 3. England—Frankreich—Italien—Ägypten—Indien—Kapland, 4. Indien—Burma—Malaische Staaten—Australien—Neu-Seeland, 5. Indien—Burma—Hongkong, 6. Australien—Britisch-Polynesien—Südseeinseln.

Zum Schluß betonte er, wie gebräuchlich, die Notwendigkeit einer großzügigen Unterstützung der Luftfahrt durch die Regierung und das Zusammenarbeiten aller Organisationen zum gemeinsamen Nutzen. (Auszug aus »The Times«, London, 14. Januar 1920.) ND. 4.

Der Königliche Aero-Club und die Flugwettbewerbe. Es wird dem Aero-Club mangelndes Interesse für den Luftsport vorgeworfen. Im besonderen erweckt es große Unzufriedenheit, daß für das nächste Jahr noch keine Wettbewerbe von seiten des Klubs ausgeschrieben worden sind. (»The Aeroplane«, Nr. 25, London, 17. Dezember 1919.) ND. 4.

Riesenwasserflugzeuge. Zwei riesige Wasserflugzeuge werden von britischen Firmen für das Luftministerium hergestellt. Sie sollen mit fünf Motoren (300 PS) ausgestattet sein, schwere Lasten über weite Strecken befördern können und sind in erster Linie dazu bestimmt, die Aufklärungsdienste der Luftschiffe bei der Flotte zu versehen; falls sie sich bewähren, sollen noch mehr Apparate dieses Typs gebaut werden. (»The Financial Times«, London, 12. Jan. 1920.) ND. 4.

Langer Flug mit Alkohol als Brennstoff. Ein Luftverkehrsflugzeug unternahm am 17. Oktober einen Flug von Cleveland nach Jersey City, einer Strecke von 670 km ohne Zwischenlandung, wobei Alkohol als Brennstoff verwendet wurde. Die Strecke wurde in 3 h 26 min zurückgelegt. Die Geschwindigkeit betrug infolgedessen 194 km/h. Die ersten 346 km von Cleveland nach Bellefonte wurde in 1 h 40 min zurückgelegt, somit eine Geschwindigkeit von 207,6 km/h erreicht. Das Flugzeug war ein »De Havilland 4«-Flugzeug mit 400 PS-Liberty-Motor. (»Aeronautics«, Nr. 324, London, 21. Dezember 1919.) ND. 4.

Deutschland.

Die Berliner Oberpostdirektion hat am 15. Januar 1920 ein Flugzeug mit 3400 infolge der Leitungsstörungen nicht beförderten **Telegrammen und Briefpost** vom Flugplatz Johannisthal nach Utrecht abgehen lassen. Die Briefpost wird in Gelsenkirchen abgegeben. (»Frankfurter Zeitung«, Frankfurt a. M., 16. Januar 1920.) ND. 4.

Gesellschaft „Flug und Wissenschaft". In Dresden ist die Gesellschaft »Flug und Wissenschaft« von Fachleuten gegründet worden. Ihr Zweck ist die Interessierung der staatlichen Behörden, wie Landeswetterwarten, Landesvermessungsämter, Sternwarten, für Flugzeugbenutzung und -beobachtung, die Zusammenfassung aller wissenschaftlichen Institute, der aerodynamischen und aerologischen Forschungsanstalten, der photographischen Institute zum Zwecke der Aufnahmen für Geographie, Geologie, Reproduktion und Flugzeug-Kinematographie, der Institute für Flugzeug- und Motorenbau, F.-T.-Stationen usw. Außerdem bezweckt die Gesellschaft die Aufnahme und Durchführung von allgemeinwissenschaftlichen Versuchen für Naturwissenschaft, Medizin, Verkehrstechnik, Rettungsapparate sowie die Prüfung und Erprobung der in Frage kommenden Apparate, Instrumente und Neukonstruktionen. Die von der Gesellschaft herausgegebene Fachzeitschrift »Flug und Wissenschaft« bezweckt die Vereinigung von bekannten Fachkräften, Professoren, Ingenieuren usw. der in Frage kommenden Wissenschaften in ihrem Mitarbeiterkreise und berichtet über die wissenschaftliche Arbeit der Gesellschaft. Die Geschäftsleitung befindet sich Dresden-A., Arnstädterstr. 17, Erdgeschoß. (»Der Luftweg«, Nr. 2, Berlin, 15. Januar 1920.)

(Wie verlautet, soll vorstehende Gründung durch die Dresdener Ortsgruppe des Deutschen Flugsport-Verbandes, und zwar von einem Schriftsteller, Herrn von Puttkammer, erfolgt sein.

Die Dresdener Ortsgruppe des Deutschen Flugsportverbandes ist nicht identisch mit dem Flugtechnischen Verein, Dresden.

Von einer Beteiligung führender Kreise der Wissenschaft in Dresden, wie in vorstehendem Artikel angedeutet, ist bisher nichts bekannt. Sie scheinen der Gründung fernzustehen. Sonderbericht.) ND. 4.

Deutsche Gesellschaft für Metallkunde. Ein großer Teil der Aufgaben unserer Technik ist innig verknüpft mit der Lösung von Materialfragen. Sie spielen z. B. beim Bau der Motorwagen und Flugzeuge eine ausschlaggebende Rolle. Überdies drängt die gegenwärtige technisch-wirtschaftliche Lage dazu, unsere Metalle und die Möglichkeit ihrer Verwendung eingehend zu erforschen.

Den vielfältigen Forschungsaufgaben wird sich die kürzlich gegründete Deutsche Gesellschaft für Metallkunde unter dem Vorsitz des bekannten Fachmannes, Geheimrates Professor E. Heyn, Charlottenburg, widmen. Der Gesellschaft gehören zahlreiche Mitglieder des Vereins deutscher Ingenieure an; die beteiligte Industrie hat ihr lebhaftes Interesse durch größere Stiftungen kundgegeben. (Sonderbericht.) ND. 4.

Frankreich.

Die **„Gesellschaft für die Sicherheit im Flugzeug"** hat am 9. Januar auf Vorschlag des Herrn Soreau beschlossen, einen Betrag von 100000 Frs. auszuwerfen zur Entschädigung für die Erfinder neuer, sorgfältig durchdachter Vorrichtungen, die zur Sicherheit der Flugzeuge wesentlich beitragen. Die Gesellschaft beschränkt weder die Grundsätze noch das Wesen dieser Vorschläge. Es wird hingewiesen auf Vorrichtungen, die die Sicherheit im allgemeinen betreffen, wie Höhenflossen, Motoren, Vorrichtungen, die das Steuern oder das Landen erleichtern (Veränderung der Tragflächen, Veränderung der Schnelligkeit, Bremsfähigkeit usw.), endlich Vorrichtungen zur Verbesserung der Orientierungsmöglichkeit (besonders bei Sturm), Fallschirme und sonstige Rettungsgeräte.

Bewerber haben sich im Laufe des Jahres 1920 unter Beifügung einer genauen Zeichnung der Vorrichtung mit eingehender Erläuterung an das Sekretariat der Gesellschaft zu wenden. Kosten für Versuche u. dgl. haben sie selbst zu tragen. (»L'Auto«, Paris, 13. Jan. 1920.) ND. 4.

Die Firma Siemens & Halske veranstaltete Anfang Januar **Schauflüge in Stockholm,** denen auch der schwedische Kriegsminister beiwohnte. Die schwedische Presse zollt Sympathien in voller Anerkennung. (Sonderbericht.) ND. 4.

Spanien.

Die spanischen Landeplätze sind nicht zahlreich. Die wichtigsten sind:

- Alicante;
- Barcelona: Flugplatz von »El Pret del Hebrazet«;
- Burgos: ungünstig;
- Carthagena;
- Guadalajara: zwei Flugplätze, 1. ein kleiner Militär-Flugplatz (400×400 m), schwer zugänglich, 2. ein ausgedehnter Flugplatz, der Hispano-Suiza gehörend, durchkreuzt von steinigen Schluchten und Gräben, sehr gefährlich;
- Madrid: zwei Flugplätze; 1. der Flugplatz von »Quatre-Ventos«, 7 km nach SW, sehr günstiges Gelände; 2. ein Flugplatz in »Getafe«, 7 km nach S, klein;
- Sevilla: Flugplatz von »Gallatz«; günstig, aber klein;
- Vittoria: ungünstig.

(»Aeronautics«, Nr. 323, London, 25. Dezember 1919.) ND. 4.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbeschreibung. Die Entwicklung des deutschen Riesenflugzeugbaues während des Krieges. (Fortsetzung.) Von den drei Siemens-Schuckert-Bauarten für R-Flugzeuge war die erste ein Flugzeug mit vier auf den Flügeln verteilten 110 PS-Motoren nach Art des Riesenflugzeuges von Sikorsky. Es hatte 24 m Spannweite, 114 m² Fläche und wog leer 3,3 t. Um die Leistung zu erhöhen, wurden die beiden inneren Motoren durch achtzylindrige 220 PS-Mercedes ersetzt und die Lage der äußeren Motoren verändert. Das Flugzeug hatte nunmehr ein Leergewicht von 4 t und erreichte mit 1,2 t Nutzlast 2 km Höhe in 29 min. Das zweite Flugzeug war ein Doppeldecker für drei 150 PS-Benz-Motoren, die mittels Kupplungen über ein Zentralgetriebe zwei außenliegende Luftschrauben mit 900 Umdr./min antrieben. Spannweite 28 m, Leergewicht 4 t. Bei einer Nutzlast von 1,2 t wurden 2 km in 35 min erreicht. Dieses Flugzeug wurde auf Grund aller Erfahrungen umkonstruiert und mit stärkeren Motoren ausgerüstet. Die ersten Flugzeuge erhielten drei 220 PS-Benz-Motoren, die Spannweite war auf 33 bzw. 38 m vergrößert, das Leergewicht betrug 5,7 t, die Nutzlast 1,9 t bei einer Gipfelhöhe von 3,3 km.

1917 wurde mit der Konstruktion eines R-Flugzeuges mit sechs Motoren begonnen, das 48 m Spannweite, 22 m Länge über alles und 7,5 m Höhe erhalten sollte. Die Motoren sind so verteilt, daß die beiden vorderen gekuppelt sind und die beiden vorn liegenden Schrauben (gegenläufig, 4,1 m Dmr.) mit 900 Umdr./min antreiben. Die hintere Gruppe von vier Motoren treibt zu je zweien eine vierflügelige Schraube von 4,6 m Durchm. mit 700 Umdr./min. Diese beiden Schrauben sind nicht miteinander gekuppelt. Leergewicht 11 t, Gipfelhöhe 4,5 km bei 5,3 t Nutzlast.

Dieses Flugzeug stellt mit 1800 PS Gesamtleistung wohl das größte zurzeit vorhandene dar. (Fortsetzung folgt.) — A. Baumann. »Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 64, 24. Januar 1920, S. 78/83. (12 Sp., 15 Lichtb., 9 Zeichnungen.) TF. **4.**

Flugzeugfestigkeit. Genähertes Prüfverfahren für Flugzeug-Flügelrippen. (An Approximate method of testing aeroplane wing ribs.) 1. Einleitung. Die Beanspruchung der Flügelrippen durch die Luftkräfte hängt ab vom Profil, vom Rippenabstand, von der Befestigungsart des Bespannstoffes und von der Straffheit des Stoffes nach dem Lackieren, anderseits vom Flugzeuggewicht und dem Anstellwinkel. Beim Prüfen ist möglichst ungünstige Druckverteilung zugrunde zu legen (große Anstellwinkel), während beim Trudeln und beim Abfangen aus dem Sturzflug größere Beschleunigungen und damit höhere Spannungen auftreten.

2. Druckverteilung über das Profil. Beim Anstellwinkel größten Auftriebs ist der Druck nahe der Flügel-Vorderkante am höchsten und fällt etwa gradlinig nach hinten zu ab. Mit zunehmender Belastung und Formänderung verschiebt sich die Druckverteilung. Dem ist nur durch Bruchprüfungen in Windkanälen mit mehr als 400 km/h Geschwindigkeit Rechnung zu tragen. Sandbelastung des umgekehrten Flügels. Aber selbst wenn der Sand nicht infolge Nässe falsche Druckverteilung gibt, führt das haufenweise Aufbringen und das Verteilen des Sandes sowie die Belastung der Druckseite allein zu Fehlern. Bei Rippenprüfungen ist die Aufnahme der Bespannstoffkräfte durch geeignete Belastung nachzuahmen.

3. Lastverteilung in Kette und Schuß des Bespannstoffes. Die Druckverteilung hängt ab von der Lage der Luftlöcher (meist nahe der Hinterkante). Flaches Rechteck. Die Zugkraft im Bespannstoff läßt sich veranschaulichen, wenn man ein Stoff-Rechteck unter Druck setzt; aus den Krümmungshalbmessern und Spannungen ergibt sich die Verteilung des Druckes auf Kette und Schuß; das meiste trägt die Fadenrichtung der kürzeren Rechteckseite, ausgenommen an den Enden. Flugzeugflügel. Der Unterdruck auf der gewölbten Saugseite zieht den Bespannstoff zwischen zwei Rippen aus seiner eingewölbten Gestalt heraus. Nahe der Hinterkante wird fast der ganze Druck vom Schuß (quer) aufgenommen. Für die vorderen Flügelteile kann man annehmen, daß die Schußfäden vom Betrage Null an der Nasenleiste parabolisch zunehmend mehr und mehr tragen. Für die Unterseite gilt ungefähr dasselbe. So rechnet man etwas zu ungünstig.

4. Übertragung der Kräfte in den Fäden auf das Flügelfachwerk. Durch die Kräfte im Bespannstoff werden die Rippen auf Knickung und Biegung beansprucht. Die Schußfäden übertragen die senkrechte Rippenbelastung. Der Einfluß der Hilfsrippen zwischen Vorderkante und Nasenholm besteht lediglich im Stützen der Nasenleiste, kann also bei Betrachtung der Rippenbeanspruchung außer acht bleiben.

5. Ermitteln der Lastverteilung auf das Flügelfachwerk. Man zerlege die Belastungskurve über der Rippentiefe in eine Anzahl Streifen und denke sich deren Last in ihrem Schwerpunkt vereinigt. Diese Lastverteilung läßt sich dann mit einer wagerechten Hebelanordnung herstellen, am besten in zwei Gruppen (Vorderkante bis Vorderholm und Vorderholm bis Hinterkante. Die Längskräfte durch den Zug der Kettenfäden werden durch Seile nachgeahmt, die im richtigen Angriffswinkel an den Rippenenden sitzen und über Rollen zur Hebelanordnung geführt werden.

6. Beschreibung des Prüfapparates. Die Walnuß-Hebel ruhen auf Schneiden in verschiebbaren Pfannen auf dem nächstfolgenden Hebel, die letzten auf Holzklötzen an den Rippen, von denen der Stabilität wegen je zwei gleichzeitig geprüft werden. Die Belastung greift mit Seilen an Querbalken der obersten Hebelpaare an. Meßaufbau. Ein Flügelstück mit vier Rippen und getränktem Bespannstoff wird mit den beiden äußeren Rippen umgekehrt auf zwei Böcken befestigt; das innere freie Rippenpaar wird mit der beschriebenen Hebelanordnung, den beiden Rollen, den Querbalken, Zugseilen und an diesen aufgehängten Gewichten belastet. Alle tragenden Verbindungen mit den Außenrippen (Nasenleiste usw.) mit Ausnahme der Holme sind durchzuschneiden, bei fortschreitender Durchbiegung auch der Bespannstoff. Der Teil der Rippen zwischen den Holmen ist meist stärker als die Außenteile.

7. Das Messen der Durchbiegung der oberen Rippenfläche geschieht mit senkrecht herabhängenden Maßstäben an verschiedenen Punkten. Berichtigung wegen der Holmdurchbiegung. So kann die Rippenform für verschiedene Laststufen gezeichnet werden. Die Belastung muß sich beim Bruch sogleich auf Blöcke legen, damit der Bruch untersucht werden kann. Nach jeder Mehrbelastung muß die Formänderung abgewartet werden.

8. Die Größe der aufzubringenden Last besteht aus Flugzeuggewicht abzüglich Flügelgewicht, im Verhältnis 4:5 auf Unter- und Oberflügel verteilt. Bei wechselnder Flügeltiefe und Flächenbelastung längs der Spannweite ist mit Mittelwerten zu rechnen. — Der Aufbau der ganzen Anordnung und die Prüfung selbst sollen nur 1½ h dauern. — McLachlan, Engineering, Bd. 109, 2. Jan. 1920 (7 Sp. und 1 Sp. Anhang mit Beweis, 16 Abb. der Kraftverteilung über den Flügel, in Kette und Schuß, sowie der Meßanordnung mit Einzelheiten, 2 Zahlentafeln.) E. TF. **4.**

Luftschraubenberechnung. Vollständige Theorie der Luftschraube. (A complete theorie of the screw propeller working in air.) Auf Grund von Windkanalmessungen an Flügeln läßt sich eine verallgemeinerte Schraubentheorie (vereinigte Flügelblatt- und Schraubenstrahltheorie) mit Berücksichtigung der Ansauge- und Strahlgeschwindigkeit und der Strahldrehung aufstellen und durch Versuche nachprüfen; sie gestattet, die Schraubenwirkungen der Größe nach vorherzusagen. Aus der Zerlegung der Kräfte und Geschwindigkeiten am Flügelblattelement folgt zunächst, daß bei gleichbleibendem Fortschrittsgrad (also z. B. bei Windkanalgebläsen) die Strahlgeschwindigkeit der Drehzahl proportional ist. Das gleiche zeigen die Versuche (vgl. Morgan Brookes, »Aviation«, New York, 1. Juni 1918). Eine Beziehung zwischen Auftriebsbeiwert und Fortschrittsgrad aus dem Impulssatz (vgl. »The Aeronautical Journal«, August 1918, »The dynamics of fluid propulsion«) enthält einen unbekannten Beiwert, eine andere aus dem Strahlvolumen ist brauchbar. Zur praktischen Anwendung beim Entwerfen von Schrauben wird gefordert, daß die Geschwindigkeit über den ganzen Strahlquerschnitt gleich sei. Damit erhält man 1. möglichst hohen Wirkungsgrad, 2. einfache und daher genaue Berechnung.

Beim Durchführen der Rechnung ist die Nabe für sich zu berücksichtigen oder ihr Widerstand zu vernachlässigen. Auf diese Weise ergibt sich mit guter Annäherung ein Ausdruck für die aufgenommene Leistung, abhängig von Durchflußgeschwindigkeit, Drehzahl, Durchmesser und dem Werte des Gleitwinkels (»Reibungswinkels« des Flügelblattes, dessen Nullsetzen einen Fehler von 10 vH bedeutet).

Zur Anwendung auf das Entwerfen von Luftschrauben in bisher unerreichter Vollständigkeit und Schnelligkeit zeichne man Kurven der Schlupfgeschwindigkeit abhängig von der Fahrgeschwindigkeit für bestimmte Werte der Umfangsgeschwindigkeit, der Schraubenflügelgleitzahl und der Flächenleistung. Sodann ist für sechs bis sieben Querschnitte der Fortschrittsgrad abhängig von einer der Geschwindigkeiten aufzutragen. Aus ihm und dem Luftstoßwinkel, der (in Umkehrung des üblichen Verfahrens) aus Blattbreite und Auftrieb jedes Flügelelementes zu bestimmen ist, folgt dann der Verlauf des Steigungswinkels über den Halbmesser. Die Rechnungen lassen sich in kurzer Zeit durchführen.

Der Wirkungsgrad von Luftschrauben mit gleichmäßiger Schlupfgeschwindigkeit läßt sich aus den angegebenen Größen leicht berechnen. Es ergibt sich auch eine handliche Näherungsformel für den bestmöglichen Wirkungsgrad.



Das Verfahren gestattet also, Luftschrauben für beliebige Zwecke zu entwerfen, die besten Betriebszustände zu bestimmen, den Wirkungsgrad zu ermitteln und endlich, die Auswertung mit fünf Rechentafeln und einigen einfachen Vordrucken für das Eintragen der Werte »in einer Viertelstunde« auszuführen. Auch zum Berechnen von Schraubenflugzeugen läßt sich das Verfahren leicht verwenden. — Riach. Engineering, Bd. 108, 19. September 1919, 17. November und 19. Dezember 1919, S. 361/363, 601/603, 809/812 (25½ Sp., 10 Abb., 13 Zahlentafeln). E. TF. **4.**

Materialkunde. Ventilstähle für Verbrennungsmaschinen. (Valve Steels for internal combustion engines.) Die Schäden, die an den Ventilen von Verbrennungsmaschinen, insbesondere von Flugmotoren, infolge der hohen Temperaturen auftreten, sind:

1. Wachsen der Länge der Ventilspindel infolge der Verwendung von ungeeignetem Stahl, d. h. ungenügender Festigkeit bei der Betriebswärme, Überhitzung der Ventilspindel oder schlechtem Übergang vom Ventilteller zur Ventilspindel.

2. Verziehen des Ventiltellers infolge ungenügender Warmbehandlung nach dem Schmieden, wodurch nachträglich Spannungen ausgelöst werden, oder infolge zu weichen Stahles, der seine Form unter dem Einfluß der Ventilkräfte ändert.

3. Risse im Ventilteller, die von der Warmbehandlung herrühren und durch die Wirkung der Brenngase erweitert werden, oder die, insbesondere bei luftharten Stählen, während des Betriebes entstehen.

4. Übermäßige Abnützung der Ventilspindel, insbesondere bei Umlaufmotoren, infolge ungeeigneten Stahlmateriales; da die Temperatur der Ventilführung nicht über 400° C beträgt, so muß sich dieser Schaden stets vermeiden lassen.

5. Übermäßige Abnützung des Spindelkopfes, namentlich bei unmittelbarem Angriff des Stößels oder Schwinghebelbolzens oder des Steuerdaumens an der Ventilspindel, muß durch geeignete Härtung des Spindelkopfes oder Verwendung einer gehärteten Kappe vermieden werden. Da die Spindel selbst nicht zu hart sein darf, ist die Aufgabe, zweierlei Härtezustände bei einer und derselben Spindel zu erzielen, nicht immer leicht zu lösen.

6. Beim Ausbrennen des Ventiltellers handelt es sich entweder um die Folgen des Verziehens oder um die Wirkung von Rissen im Ventilteller. In beiden Fällen führen die durch die feinen Spalte durchtretenden heißen Brenngase sehr bald zu weiterem Verbrennen des Stahles, besonders wenn bei verzogenem Ventilteller die metallische Berührung zwischen Ventilteller und gekühltem Ventilsitz nicht mehr stattfindet.

7. Abbrennen des Ventiles, zumeist auf der Rückseite des Ventiltellers und am Hals des Ventiles, tritt bei gewissen Stahlarten besonders leicht ein. Es ist eine Folge der hohen Temperaturen und kennzeichnet sich durch pockennarbenartige Vertiefungen, deren Ränder leicht scharf bleiben und Frühzündungen herbeiführen.

8. Abreißen des Ventiltellers ist gewöhnlich eine Folge der Selbsthärtung des Stahles. In der Regel tritt es beim oder kurz nach dem Anlaufen des Motors auf, wenn der Motor vorher sehr warm geworden und dann abgekühlt worden ist. Zumeist handelt es sich dabei um Ventile aus Chromnickelstahl, der an der Luft erhärtet. Wenn das Ventil über 750° C erreicht und sich dann abkühlt, so wird der Stahl hart und spröde. Seine Festigkeit kann dabei bis auf 150 kg/mm² steigen. Dabei können auch Risse auftreten, die das nachherige Abreißen des Ventiltellers begünstigen.

Nach einer durch Versuche festgestellten Wertungstafel kann der Konstrukteur ohne weiteres den Ventilstahl auswählen, der für die besonderen Betriebsbedingungen am besten geeignet ist. Dabei kann man sich auf drei Stahlsorten beschränken, nämlich einen Wolframstahl, einen hochhaltigen Chromstahl und einen Nickelstahl. Von Chromnickelstählen kann man vollständig absehen, da deren Eigenschaften bei höheren Temperaturen denen gewöhnlicher Nickelstähle nicht überlegen sind, da sie ferner leicht zu Fehlerstellen beim Schmieden und Walzen neigen und schließlich die Neigung haben, an der Luft zu erhärten, also Risse zu erhalten und das Abreißen der Ventilteller zu begünstigen.

Dagegen kommt der reine Nickelstahl schon deshalb in Betracht, weil er nur etwa ¼ des Chromnickelstahles und etwa ⅛ des Wolframstahles kostet. Wegen seiner verhältnismäßig geringen Festigkeit bei höheren Temperaturen kann man ihn allerdings nur dort verwenden, wo die Betriebstemperatur des Ventils nicht bis zur Vergütungstemperatur (etwa 650° C) ansteigt. Von allen geprüften Stahlsorten haben sich die am besten bewährt, bei denen der Kohlenstoffgehalt 0,30 bis 0,35 vH, der Nickelgehalt 2,75 bis 3,75 vH und der Mangangehalt 0,40 bis 0,70 vH beträgt. Durch Vergüten, indem man ihn bei 830° C in Öl abschreckt und bei 625° C anläßt, kann man die Zerreißfestigkeit auf 75 kg/mm² bei 20 vH Dehnung und 45 vH Querzusammenziehung steigern. Solcher Stahl eignet sich für alle Einlaßventile und für nicht zu warm werdende Auslaßventile, beispielsweise bei Umlaufmotoren und Maschinen für Reisekraftwagen.

Der hochhaltige Chromstahl hat einerseits die Vorzüge, daß er, wie alle Chromstähle mit mehr als 6 vH Chromgehalt, sehr hitzebeständig, sehr bequem an der Luft härtbar und bei geringem Kohlenstoffgehalt bei gewöhnlicher Temperatur leicht zu bearbeiten ist, während anderseits als Nachteile seine Neigung zur Rißbildung, seine schwere Schmiedbarkeit und bei höherem Kohlenstoffgehalt seine zu große Härte in Betracht gezogen werden müssen. Als mittlere Sorte kommt ein Stahl mit 0,65 vH Kohlenstoff, 0,60 vH Silizium, 0,50 vH Mangan und 10 vH Chrom in Frage, der beim Vergüten mit 900° C an der Luft gehärtet und nachher bis auf 750° C angelassen wird und mit dem man eine Zerreißfestigkeit von etwa 90 kg/mm² bei 16 vH Dehnung und 40 vH Kontraktion erzielen kann. Für Einlaßventile ist ein solcher Stahl zu teuer, dagegen ist er für Auspuffventile, auch bei Reise- und Lastkraftwagen, zu empfehlen.

Wolframstahl endlich hat den großen Vorzug, daß er auch bei hoher Temperatur seine Festigkeit in hohem Maße beibehält und dennoch bei gewöhnlicher Temperatur in der Werkstatt bequem bearbeitet werden kann. Wegen seines hohen Preises kommt er nur für die hochbeanspruchten Anlaßventile von Flugmotoren oder Rennwagenmaschinen in Betracht, wobei man je nach Wolfram- und Kohlenstoffgehalt seine Eigenschaften bei höheren Temperaturen verbessern kann. Ein sehr gebräuchlicher Stahl dieser Art enthält 0,65 vH Kohlenstoff, 16 vH Wolfram und 3,75 vH Chrom. Er wird vergütet, indem man ihn bei 950° C an der Luft härtet und danach bei 800° C anläßt; er erreicht dabei etwa 86 kg/mm² Zerreißfestigkeit, 18 vH Dehnung und 35 vH Querzusammenziehung, also nicht einmal die Werte des erwähnten reinen Chromstahles, dem er jedoch wegen seines Verhaltens in großer Hitze weit überlegen bleibt. — Aitchison. »The Engineer«, Bd. 128, 26. Dezember 1919, S. 641/42 (4½ Sp., ohne Abb.). Vgl. auch: »Engineering«, Bd. 108, 12. Dezember 1919, S. 799 (11½ Sp., 10 Abb., 14 Zahlentafeln, Fortsetzung folgt). Hr. TF. **4.**

Meßgerätebeschreibung. Anstellwinkelmesser für Flugzeuge. Die Windfahne ist um eine wagrechte Achse drehbar, durch ein Gegengewicht ausgeglichen, trägt einen Zeiger, der 356 mm Hbmr. hat, und ist mit zwei Flügeln vom Profil Eiffel 5 versehen, die bei kleinen Anstellwinkeln geringen Rücktrieb und starke Auftriebsänderung aufweisen. Flugversuche ergaben eine mit der Geschwindigkeit zunehmende Meßgenauigkeit von 0,2 bis 0,3°, ein Schwanken der Anstellwinkel um das Doppelte dieses Wertes und gelegentliche Änderungen des Windwinkels von 1 bis 2°. — Zahm. »Aeronautics«, Bd. 17, 11. Dezember 1919, S. 531 (1 Sp., 1 Abb., 1 Zahlentafel). E. TF. **3.**

Meßgerätebeschreibung. Mehrfachrohrmanometer. (A multiple-tube manometer.) Das abgebildete Gerät ist vom aerodynamischen Laboratorium des Bureau of Construction and Repair in Washington entworfen und besonders für Messungen an Flügelmodellen bestimmt, wobei es die Druckverteilung über ganze Flächen bequem ersichtlich macht. Der Grundgedanke ist eine Zahl paralleler Glasrohre, die an einem Ende an einen gemeinsamen Alkoholbehälter angeschlossen sind und mit den freien Enden durch Gummischläuche mit den verschiedenen Meßstellen verbunden werden können. Um den gemeinsamen Flüssigkeitsbehälter kann das Gerät gekippt werden, um die Meßgenauigkeit zu steigern. In der Ausführung haben die Glasrohre etwa 5 mm l. W., der Behälter 1,2 m Länge und 150 mm Durchm. Die Neigung der Rohre kann auf 1:5 und 1:10 festgestellt werden, abgesehen von der senkrechten Lage. Die Genauigkeit wird durch den wechselnden Flüssigkeitsspiegel im Sammelgefäß nur unwesentlich beeinflußt. — A. F. Zahm. »Journal of the Franklin Institute«, Bd. 188, Dezember 1919, S. 771/74. (3½ Sp., 3 Lichtbilder.) Hr. TF. **3.**

Motorteile. Vorrichtung zum Einschleifen der Ventile beim Hispano-Suiza-Flugmotor. (Special valve-grinding fixture for Hispano-Suiza aircraft engines.) Die in allen Einzelheiten dargestellte Einrichtung, die von einem Elektromotor angetrieben wird und die Leistung von acht Arbeitern ersetzen soll, besteht im wesentlichen aus einer durchgehenden Welle, die an Stelle der Nockenwelle eingebaut wird und alle Ventile gleichzeitig dreht. Zu diesem Zwecke sind auf der Welle an den entsprechenden Stellen je zwei Kegelräder für den Antrieb der Ventile und dazwischen die üblichen Nocken angeordnet, während auf jeder Ventilspindel das zugehörige Kegelrad sitzt. Die Kegelräder auf der Welle, die gemeinsam in ein Ventilkegelrad eingreifen, haben nur je fünf Zähne für den Vorwärts- und je zwei Zähne für den Rückwärtsgang. Bei jeder Umdrehung der Welle wird also jedes Ventil ein Stück hin- und hergedreht und außerdem von seinem Sitz abgehoben. Auf den Ventilspindeln werden die Kegelräder mit Hilfe von geschlitzten Bolzen und Stiften befestigt, die in das Innengewinde anstelle der üblichen Kappen eingeschraubt sind. — Ball. »American Machinist«, Bd. 51, 8. Nov. 1919, S. 316. (¾ Sp., 1 Abb.) Hr. TF. **3.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Deutschland.

Bekanntmachung, betreffend den Schutz von Erfindungen, Mustern und Warenzeichen auf den Leipziger Frühjahrsmessen 1920. Vom 6. Dezember 1919.

Der durch das Gesetz vom 18. März 1904 (Reichs-Gesetzbl. S. 141) vorgesehene Schutz von Erfindungen, Mustern und Warenzeichen tritt ein für die in Leipzig in der Zeit vom 29. Februar bis 6. März 1920 stattfindende Mustermesse und für die in Leipzig in der Zeit vom 14 bis 20. März 1920 stattfindende Technische Messe und Baumesse.

Berlin, den 6. Dezember 1919.

Der Reichsminister der Justiz.
I. V.
Delbrück.

Reichs-Gesetzbl. 1919, Nr. 238, S. 1977.

Belgien.

Erhöhung der Patentgebühren.

Durch Gesetz vom 24. Oktober 1919 sind die Sätze für Stempelgebühren, Eintragegebühren, Gebühren für Überschreibungen und Einschreibungen sowie für die Patentgebühren erhöht worden. Die progressive Taxe für jedes Patent beträgt hiernach für das 1. Jahr 10 Frs.; für das 2. Jahr 25 Frs.; für das 3. Jahr 40 Frs.; für das 4. Jahr 75 Frs.; für das 5. Jahr 100 Frs. und so fort mit einer Erhöhung von 20 Frs. für jedes weitere Jahr, bis sie im 20. Jahre den Satz von 400 Frs. erreicht hat. Für Zusatz-Patente wird eine einmalige Taxe von 50 Frs. erhoben. Die Taxen sind im voraus zu bezahlen. (»Moniteur Belge«, Brüssel, vom 22. November 1919, »Weltwirtschaftliche Nachrichten« 1919, Nr. 216, S. 1621.)

Spanien.

Königlicher Erlaß vom 18. September 1919, betreffend Gebührenzahlung.

Art. 1. Die Ausnahmemaßnahmen, betreffend gewerbliches Eigentum, die aus Anlaß des Krieges durch Königl. Verordnung vom 23. September 1914 und Königl. Erlaß vom 25. Februar 1916 getroffen worden sind, endigen am 31. Dezember ds. Js., infolgedessen kann die Bezahlung der Jahresgebühren, d. h. der Gebühren für die 5 Jahre, auf die jene Verordnung zutrifft, ohne jeden Zuschlag noch bis zum letzten Tage des laufenden Jahres bewirkt werden und mit den durch das Gesetz vorgeschriebenen Zuschlägen noch bis zum 31. März 1920.

Art. 2. Diese Vergünstigung wird auf den Rechtsgrund der Gegenseitigkeit hin allen jenen Ländern gewährt, die Spanien das gleiche Vorrecht zugestehen. — »Gaceta de Madrid«, Nr. 259, vom 16. September 1919, S. 904.

Tschecho-Slowakischer Staat.

Aufforderung an die Inhaber übereinstimmender österreichischer und ungarischer Patente.

Die Inhaber übereinstimmender österreichischer und ungarischer Patente und deren Vertreter werden aufgefordert, die Gesuche zwecks Übernahme österreichischer oder ungarischer Patente gleichzeitig mit dem Gesuch um Übernahme des übereinstimmenden österreichischen und ungarischen Patents zu überreichen. Dies bezieht sich auf Haupt- und Zusatzpatente. In den Gesuchen zwecks Übernahme übereinstimmender Patente muß ausdrücklich die Nummer des übereinstimmenden Patents angegeben, gleichzeitig der im Abs. 4, Gesetz vom 27. Mai 1919, Nr. 305, vorgeschriebene Jahresbeitrag erlegt werden, dessen Abzahlung und Höhe sich nach dem alten Patente richtet. Beschränkt sich der Umfang eines Patents auf den Umfang eines periodischen Patents, so muß mit einer Erklärung ein drittes Exemplar der Patentschrift, auf dessen Umfang das periodische Patent sich beschränkt, vorgelegt werden. Dieses Exemplar wird bei Ausarbeitung der Patentschrift verwendet. »Prager Patentblatt« 1919, Nr. 7/8, S. 15.

Erlaß des Handelsministeriums vom 5. November 1919 G. Z. 10601/19 an die Handels- und Gewerbekammer.

Nach Artikel III des Gesetzes vom 24. Juli 1919, Nr. 471 Sg., betreffend vorläufige Vorkehrungen zum Schutze der Marken, wurde die Verordnung des Ministeriums für öffentliche Arbeiten vom 24. Juni 1915 Z. 177 R.G.Bl. mit dem Bemerken aufgehoben, daß die dreimonatige in § 1 letzter Absatz der erwähnten Verordnung festgesetzte Frist mit dem Tage der Wirksamkeit des zitierten Gesetzes, das ist mit dem 11. August 1919, beginnt. Diese Frist endet also mit dem 11. November 1919.

Mit Rücksicht auf die Bestimmung des Artikels 20 letzter Absatz und des Artikels 21 erster Absatz des Vertrages zwischen den alliierten und assoziierten Hauptmächten und der Tschecho-Slowakischen Republik, dessen Ratifikation durch die Nationalversammlung bisher nicht durchgeführt wurde, wird die Handels- und Gewerbekammer aufgefordert, die Löschung der bisher zum 11. November 1919 nicht erneuerten Schutzmarken vorläufig nicht durchzuführen und mit der Löschung dieser Marken bis zu dem Termine zu warten, der durch besonderen Erlaß mitgeteilt werden wird.

Patentanmeldungen.

Ausgelegt am 12. 1. 20. Einspruch bis 12. 3. 20.

63c, 17. F. 43861. Hermann Hene, Berlin-Tempelhof, Werderstraße 17. Flugzeugartiges Motorfahrzeug. 8. 11. 18.

77h, 5. F. 44230. Fabrik explosionssicherer Gefäße, G. m. b. H., Salzkotten i. W. Vorrichtung zum Feuerlöschen auf Luftfahrzeugen mittels Löschschaum. 17. 2. 19.

77h, 5. H. 75016. Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstraße 26. Hochhebebügel für Maschinengewehre; Zus. z. Anm. H. 74466. 14. 8. 18.

77h, 5. H. 75135. Friedrich Hußmann, Berlin, Boxhagenerstraße 26. Hochhebebügel für Maschinengewehre; Zus. z. Anm. H. 75016. 29. 8. 18.

77h, 5. Z. 10114. Eduard Zaparka, Wien; Vertr.: W. Zimmermann und Dipl.-Ing. E. Jourdan, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. Maschinengewehranordnung für Flugzeuge. 5. 9. 17.

Ausgelegt am 19. 1. 20. Einspruch bis 19. 3. 20.

77h, 5. D. 32589. Daimler-Motorengesellschaft, Maschinenfabrik, Stuttgart-Untertürkheim. Flugzeug mit mehreren Rümpfen. 15. 5. 16.

77h, 6. M. 65910. Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 67. Preßverfahren für Metallhohlkörper, insbesondere Luftschrauben; Zus. z. Anm. M. 65867. 11. 6. 19.

77h, 6. N. 17328. Willibald Näher, Pforzheim. Propellerabziehvorrichtung mit hülsenartiger, in ein Innengewinde der Nabe eingreifender Abziehmutter. 16. 5. 18.

Ausgelegt am 22. 1. 20. Einspruch bis 22. 3. 20.

77h, 5. A. 28334. Franz Drexler, Berlin-Friedenau, Kaiser-Allee 118. Steuerung für Flugzeuge, bei der zwei Steuer einzeln oder gemeinsam verstellt werden können. 19. 7. 16.

77h, 6. L. 45214. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19. Vorrichtung zur Veränderung der Flügelsteigung von Luftfahrzeugpropellern; Zus. z. Anm. L. 44966. 23. 4. 17.

77h, 7. B. 80005. Zeppelin-Werke, G. m. b. H., Staaken bei Spandau. Tragflächengerippe für Flugzeuge. 18. 8. 15.

77h, 7. B. 87235. Albert Brehm, Neukölln, Mainzerstr. 5. Flugzeugflügel mit Innenverspannung. 28. 8. 18.

Erteilte Patente.

Ab 12. 1. 20.

77h, 5. 318932. Hansa- und Brandenburgische Flugzeugwerke, A.-G., Flugplatz Briest bei Brandenburg a. H. Benzinbehälter für Flugzeuge. 16. 6. 18. H. 74597.

77h, 5. 318933. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Lafette für Maschinengewehre auf Flugzeugen. 4. 5. 17. L. 45244.

77h, 5. 318934. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Zugverbindung für Flugzeuge. 13. 3. 17. R. 44302.

77h, 5. 318935. Rumpler-Werke, A.-G., Berlin-Johannisthal. Befestigungskörper für Knotenpunkte. 16. 6. 18. R. 46088.

77h, 5. 319150. Ernst Adolf Bernhard, Berlin, Fasanenstr. 35. Feuersichere Bekleidung von Metallteilen von Luftfahrzeugen. 16. 2. 18. B. 85582.

77h, 5. 319217. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Eckverbindung für Flugzeuge. 17. 10. 16. R. 43869.

77h, 5. 319274. Eduard Zaparka, Wien; Vertr.: W. Zimmermann und E. Jourdan, Pat-Anwälte, Berlin SW 61. Tragfläche. 6. 9. 17. Z. 10113.

77h, 5. 319283. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugzeugrumpf. 7. 5. 16. R. 43194.

77h, 5. 319284. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit Hohlräumen in den Tragflächen zur Mitnahme von Lasten. 7. 5. 16. R. 43195.

77h, 5. 319362. Dipl.-Ing. Otto Schwager, Charlottenburg, Friedbergstraße 24. Brennstoffpumpenanordnung für Luftfahrzeuge. 24. 10. 18. Sch. 53964.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Die folgende Anmeldung ist vom Patentsucher zurückgenommen:

77h, W. 46606. Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge mittels eines zweiarmigen, im Massenschwerpunkt aufgehängten Pendels, 1. 12. 19.

Änderungen in der Person des Inhabers.

Eingetragener Inhaber des folgenden Patents ist nunmehr die nachbenannte Person:

77h. 306440. Karl Stahl, Friedrichshafen a. B., Seestr. 37.

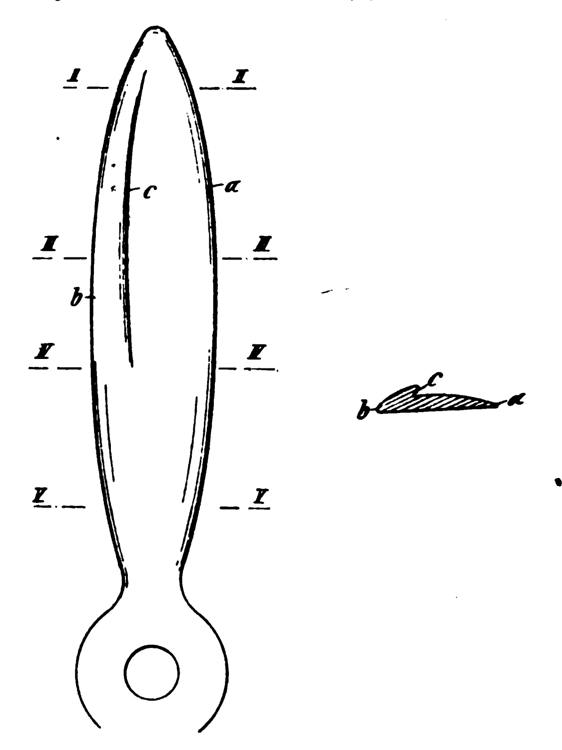
Erteilte deutsche Patente.

77h. 6. 305150. Luftschraube. Wilhelm Wolff, Luftschraubenwerk in Waidmannslust bei Berlin. Patentiert im Deutschen Reiche vom 6. Dezember 1906 ab.

Patent-Ansprüche:

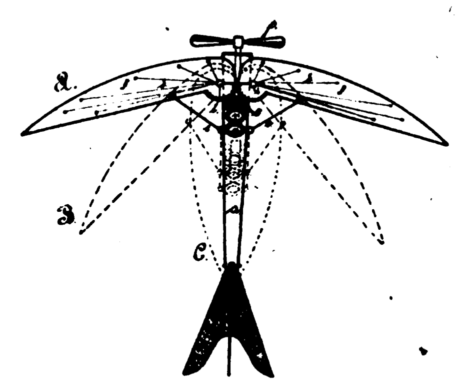
1. Luftschraube mit einer Stufe auf der Saugseite, dadurch gekennzeichnet, daß die Stufe (*c*) an der höchsten Stelle der Saugseite in der äußeren Hälfte der Flügellänge angeordnet ist.

2. Luftschraube nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die an der höchsten Stelle der Saugseite befindliche Stufe durch ein von der Flügelfläche abstehendes Blech (*c'*) gebildet wird.



Zu Nr. 305150.

77h. 5. 316638. Flugzeug mit seitlich um senkrechte Achsen schwenkbar angeordneten Tragflächen. Paul Kosboth in Zeulenroda. Patentiert im Deutschen Reiche vom 4. Oktober 1913 ab.

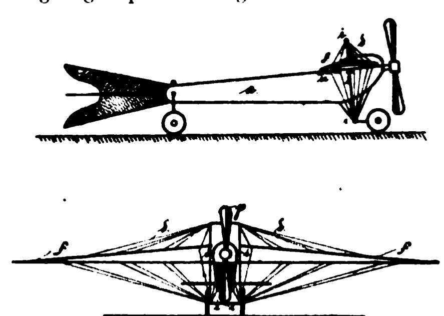


Zu Nr. 316638.

Von den bekannten Flugzeugen dieser Art unterscheidet sich der Erfindungsgegenstand jedoch dadurch, daß bei der vom Führer vorzunehmenden Schwenkung der Tragflächen gleichzeitig der Motor und der Sitz des Führers und der Passagiere derart verschoben werden, daß das Gleichgewicht des Flugzeuges nicht gestört wird.

Patent-Anspruch:

Flugzeug mit seitlich um senkrechte Achsen schwenkbar angeordneten Tragflächen, bei deren Schwenkung gleichzeitig eine Gewichtsverschiebung im Flugzeug erfolgt, dadurch gekennzeichnet, daß der durch eine ausziehbare Welle o. dgl. auf die Luftschraube wirkende, gemeinschaftlich mit den Sitzen für Führer und Fahrgäste den Flugzeugkörper entlang verschiebbare Motor mit den

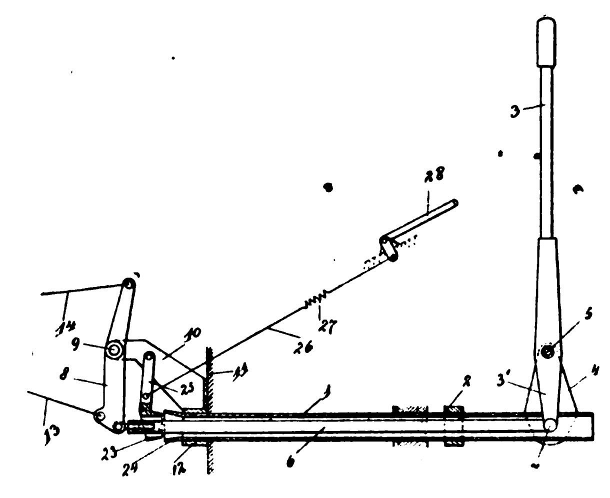


Zu Nr. 316638.

schwenkbaren Tragflächen durch Zugstangen o. dgl. derart verbunden ist, daß er bei der vom Führer bewirkten Schwenkung der Tragflächen gleichzeitig so verschoben wird, daß ein selbsttätiges Ausbalancieren der Gewichtsmassen erfolgt und eine Störung der Gleichgewichtslage des Flugzeuges vermieden wird.

77h. 5. 317770. Höhen- und Querlagesteuerung für Luftfahrzeuge. Franz Schneider in Seegefeld bei Spandau. Patentiert im Deutschen Reiche vom 20. Dezember 1916 ab.

Höhen- und Querlagesteuerung für Luftfahrzeuge mit einem am Steuerrohr allseits verschwenkbar gelagerten Steuerhebel, der mit dem einen Ende einer ihrer Länge nach verschiebbaren Steuerstange gelenkig verbunden ist, während das andere Ende einen am Rumpf des Flugzeuges angelenkten Hebel beeinflußt. Das Neue gegenüber den bekannten Anordnungen besteht darin, daß im vorliegenden Fall zwar ebenfalls wieder ein Hebelsystem nach Art eines Gelenkviereckes verwendet wird, daß aber das ganze Hebelsystem um die Achse des Steuerrohres drehbar ist. Außerdem ist die die beiden Hebel verbindende Stange axial verschiebbar im Steuerrohr derart gelagert, daß sowohl die Stange als die Gelenke durch das Steuerrohr vor Beschädigungen geschützt sind.



Zu Nr. 317770.

Patent-Ansprüche:

1. Höhen- und Querlagesteuerung für Luftfahrzeuge mit einem allseits verschwenkbar gelagerten Steuerhebel, dadurch gekennzeichnet, daß eine in dem mit dem Handhebel verbundenen, lediglich drehbaren Quersteuerrohr (1) in ihrer Längsrichtung verschiebbare Stange angeordnet ist, die an dem einen Ende mit dem Handhebel, an dem anderen Ende mit dem auf das Höhensteuer wirkenden Hebelgestänge verbunden ist.

2. Die Höhen- und Querlagesteuerung kann in jeder beliebigen Stellung durch eine Feststellvorrichtung in der Weise zugleich festgehalten werden, daß auf der verschiebbaren Steuerstange (6) ein geschlitzter, konischer, mit einem Hebelgestänge verbundener Sperrkörper angeordnet ist, der gewöhnlich eine freie Bewegung aller Teile gewährleistet, durch Verschieben in das konisch ausgehöhlte Steuerrohr (1), aber sowohl das Steuerrohr wie die Steuerstange festklemmt.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 28. Februar 1920 Heft 4

Prüfung der Höhenleistung von Verbrennungsmotoren in der Unterdruckkammer

beim Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. Friedrichshafen.

Von Major a. D. Wilcke.

Erster Teil.

1.

Mit der während des Krieges mit Riesenschritten schreitenden Entwicklung der Luftfahrt, namentlich mit der immerwährenden Steigerung der Höhenleistung der Luftfahrzeuge verlangte die Frage der an sich lange schon bekannten Leistungsabnahme des Verbrennungsmotors bei zunehmender Höhe, d. h. abnehmender Luftdichte gebieterisch nach einer gründlichen Klärung. Bis dahin war man meist nur auf theoretische Grundlagen angewiesen, der Messung der Motorleistung während des Fluges selbst (z. B. mittels Meßnabe) standen noch erhebliche Schwierigkeiten entgegen, und das vereinzelt versuchte Hinaufschaffen von Motoren auf hochgelegene Punkte im Gebirge war auch nur ein umständliches, unzulängliches und recht kostspieliges Aushilfsmittel.

Der Luftschiffbau Zeppelin schlug nun zur versuchsmäßigen, methodischen Untersuchung der so wichtigen Frage des Zusammenhanges zwischen Motorleistung und Luftdichte einen neuen Weg ein und zwar durch den Bau eines besonderen Prüfstandes, einer »Unterdruckkammer«, die erlaubte, den zu untersuchenden Motor bei wechselnden Luftdrücken in bequemer Weise abzubremsen. Gegenüber anderen Anordnungen, bei denen lediglich die Luft vor dem Vergaser gedrosselt und die Auspuffgase abgesaugt werden, während der Motor selbst unter atmosphärischem Druck arbeitet, besteht das Hauptmerkmal der Unterdruckkammer darin, daß sämtliche Organe des Motors sowohl, als auch Benzin, Öl, Verbrennungsluft und Auspuff unter dem gleichen Druck stehen.

In dem Unterdruckraum selbst sollten sich außerdem beim Versuch auch der Beobachter und das notwendige Bedienungspersonal aufhalten. Allerdings waren gerade gegen diese letztere Absicht bei Ausbau des nach den Angaben des Herrn Direktor Dr.-Ing. Dürr entworfenen Projektes manche Bedenken laut geworden. Lagen wohl über die physiologischen Wirkungen des »Überdrucks« auf den menschlichen Organismus eine Menge Erfahrungen vor, so war über dergleichen Erscheinungen bei längerem Aufenthalt im »Unterdruck« nichts oder nur recht wenig bekannt. Über erstere berichtet ausführlich der französische Forscher Paul Bert in seinem Werke: La pression barometrique, Paris 1878. Ergänzende Versuche hierzu veröffentlicht u. a. Gustav v. Liebig 1898 in seinem Buche: Der Luftdruck in den pneumatischen Kammern und auf Höhen. Die eingehendsten kritischen Untersuchungen auf diesem Gebiete jedoch enthält das vorzügliche Werk von Prof. Zuntz und seinen Mitarbeitern: Höhenklima und Bergwanderungen in ihrer Wirkung auf den Menschen[1]).

Das gründliche Studium dieses gesamten Materials führte zu der Überzeugung, daß in der Unterdruckkammer die typischen Caissonerkrankungen nicht zu erwarten sein werden, da diese im allgemeinen nur als eine Folge der Kompression durch die Anreicherung des Blutes mit Stickstoff hervorgerufen werden. Dagegen können sehr wohl Schwächezustände infolge von Sauerstoffmangel auftreten. Beugt man diesem durch Sauerstoffapparate, deren sich das Personal nötigenfalls sofort bedienen kann, vor, dann ist keinerlei Gefahr mit dem Aufenthalt in der Unterdruckkammer verbunden. Daß Leute, die auf dem Herzen nicht vollkommen gesund sind, sich an den Versuchen in der Unterdruckkammer besser nicht beteiligen, ist selbstverständlich. Die Vorsicht, in die Kammer einen Vorrat an Sauerstoff-Flaschen mitzunehmen, ist im übrigen unter allen Umständen geboten, allein schon aus dem Grunde, um schädliche Einwirkungen von Benzin-, Öl- und Auspuffdämpfen bei etwaigen außergewöhnlichen Vorkommnissen (z. B. bei schlechtem Arbeiten oder plötzlichem Aussetzen des Gebläses) zu verhüten. Es ist erfreulich, berichten zu dürfen, daß während des fast zweijährigen Betriebes in der Unterdruckkammer weder Unfälle vorkamen, noch irgendwelche gesundheitliche Schädigungen des Personals zu verzeichnen waren.

[1]) Deutsches Verlaghaus Bong und Co., Berlin 1906.

2.

Die Größe des Innenraumes der Unterdruckkammer ($8{,}5 \times 4$ m² bei 3,4 m Höhe) mußte sich natürlich nach dem Raumbedarf für die darin unterzubringenden Maschinen und Apparate richten. Solche waren:

1. der zu untersuchende Motor mit Wasserbremse,
2. die Vakuumpumpe zum Auspumpen der Kammer,
3. die Kühlanlage für die Auspuffgase,
4. die Wasserpumpe zum Fortschaffen des verbrauchten Kühl- und Bremswassers,
5. die Ventile zum Regulieren des Luftdruckes, sowie verschiedene Meß- und Schalteinrichtungen zum Bedienen der Kammer.

Abb. 1 zeigt die Ansicht der Unterdruckkammer von außen, ihre innere Einrichtung ist aus Abb. 2 zu ersehen.

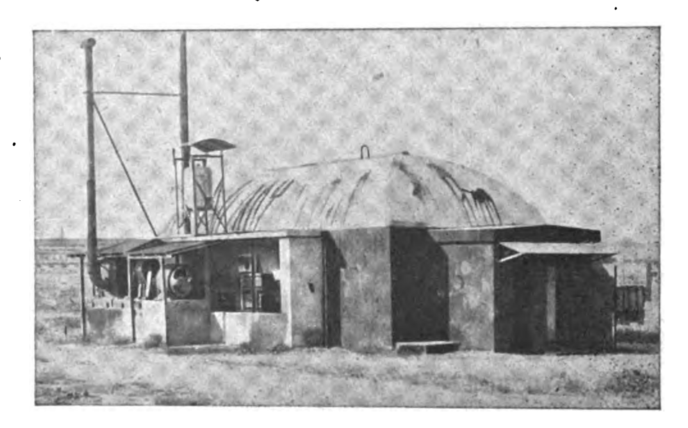


Abb. 1.
Unterdruckkammer von außen.
D. R. P. 305 649.

Als Baustoff wurde armierter Beton mit zwei Eiseneinlagen gewählt; die Decke, die jedem Unterdruck gewachsen sein muß, ist als Tonnengewölbe ausgeführt. Vor der eigentlichen Kammer befindet sich noch ein Vorraum, der als Schleuse dient, um ein Verlassen und Betreten der Kammer während der Versuche (also bei bestehendem Unterdruck) zu ermöglichen. Den Mittelraum der Kammer nimmt das Fundament für Motor und Wasserbremse ein. Unterhalb desselben befindet sich ein Sammelbehälter, in den alles verbrauchte Wasser zusammenfließt. Die Wasserpumpe zum Hinausschaffen des Wassers aus der Kammer wurde möglichst tief gesetzt, da mit einer Erwärmung des Wassers auf 60 bis 70° C zu rechnen und infolgedessen bei dem herrschenden geringen Luftdruck ein Abreißen der Saugsäule infolge Dampfbildung zu befürchten war. Der Antrieb der Wasserpumpe erfolgt elektrisch. Die Auspuffgase des Motors werden in einen an der Längswand der Kammer befindlichen Kanal geleitet und durch Einspritzen von Wasser gekühlt. Das Einspritzwasser läuft durch ein einbetoniertes Rohr zum Sammelbecken.

Die Vakuumpumpe zum Auspumpen der Kammer, ein Enkesches Kapselgebläse, ist mit ihrem Saugrohr an den Auspuffkanal angeschlossen. Damit zunächst die Auspuffgase sicher ins Freie geschafft werden und das Gebläse mehr fördert, als die Menge der Auspuffgase beträgt, wird durch eine regulierbare Öffnung im Kanal noch Luft mit eingesaugt. Im Kanal entsteht infolgedessen ein geringer Unterdruck gegenüber der Kammer, der maximal 30 mm WS betragen kann. Da dieser Höchstwert nur bei hohem Kammerdruck (ca. 730 mm Quecksilbersäule) auftritt, so ist der Unterschied zwischen Vergaserdruck und Auspuffgegendruck sehr

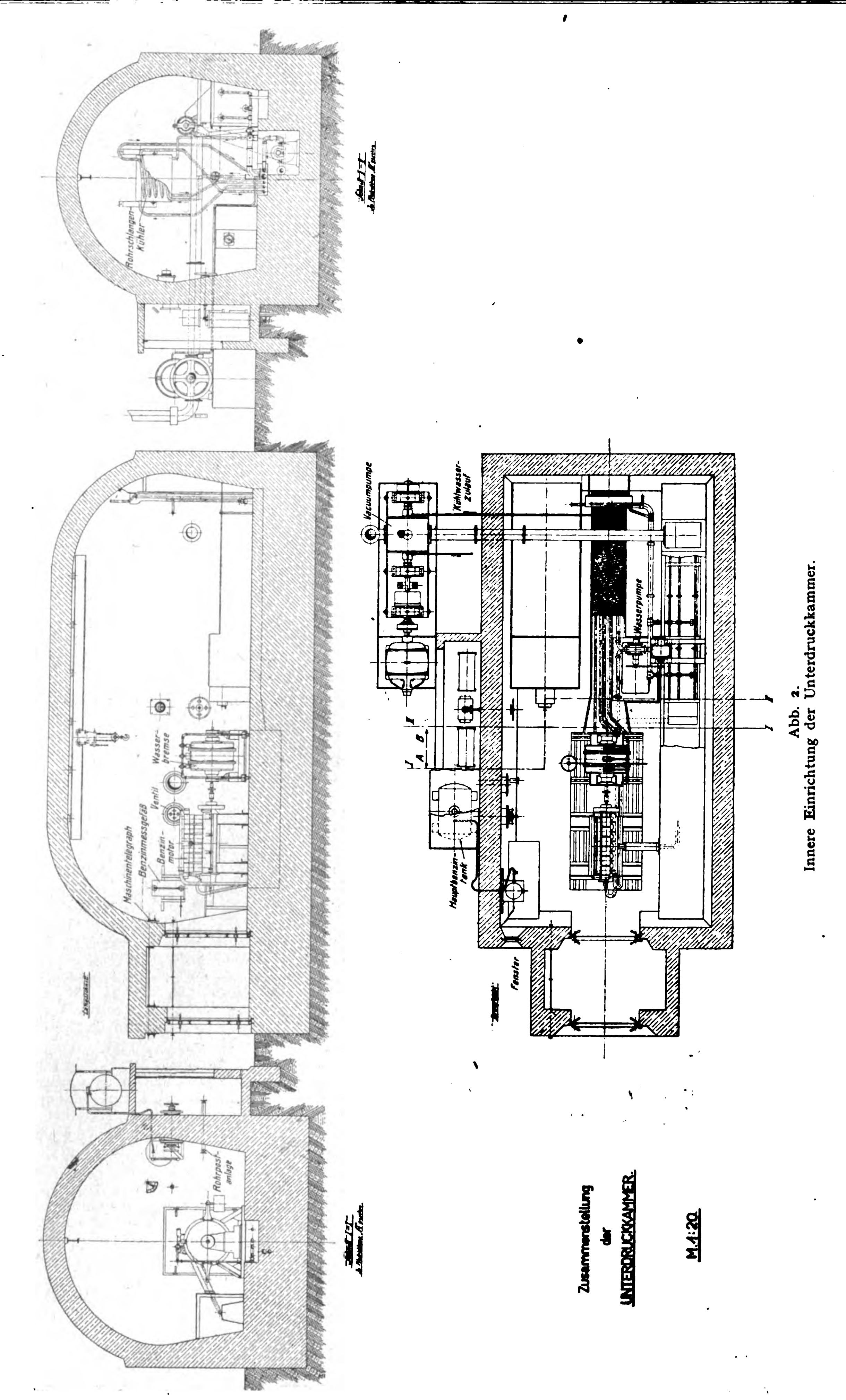


Abb. 2. Innere Einrichtung der Unterdruckkammer.

gering, nämlich $\frac{30}{13,6} = 2,2$ mm QS oder ungefähr 0,3 vH, kann also für die Praxis vernachlässigt werden.

Der Antrieb des Gebläses erfolgt mittels Zahnradübersetzung durch einen Hauptstrom-Elektromotor von 40 kW, die Regulierung der Tourenzahl durch einen Schaltwalzenanlasser, der samt dem zugehörigen Widerstand in einem Vorbau außerhalb der Kammer aufgestellt ist. Bedient wird der Anlasser von innen durch ein Handrad und eine durch die Kammerwand führende Welle, die mittels Kegelrädern an die senkrechte Anlasserwelle angeschlossen ist.

Die Zuführung der frischen Luft zur Kammer erfolgt durch zwei einbetonierte Gußröhren von 275 mm l. W. Anfänglich waren in diese automatisch wirkende Reduzierventile eingebaut, die leicht auf beliebige Druckdifferenzen einzustellen waren. Später zeigte es sich, daß auch die Einstellung von Hand völlig ausreichte, da der verhältnismäßig große Luftraum Druckschwankungen kaum aufkommen ließ.

Das Frischwasser tritt durch ein Rohr von 3″ lichter Weite, das der Frostgefahr wegen ziemlich tief unter der Kammersohle hereinführt, ein. Der Hauptteil des Wassers geht in das Einspritzsystem zur Auspuffkühlung, ein Teil führt zur Wasserbremse, ein weiterer Zweig zur Kühlung des Motors und der Vakuumpumpe.

Seinen Brennstoff erhält der Motor von einem der Feuersgefahr wegen außerhalb der Kammer aufgestellten Hauptbenzinfaß. Von diesem führt ein Rohr durch die Kammerwand zunächst zu einem geeichten Meßgefäß und von hier zum Motor. Während der Versuche entnimmt der Motor den Brennstoff nur dem Meßgefäß.

Zur Kühlung des Motors ist ein Kühlwasserkreislauf vorgesehen. Das Kühlwasser wird von der Kühlwasserpumpe des Motors in einen an der hinteren Stirnwand der Kammer angeordneten Behälter gefördert. In diesem liegt ein von Frischwasser durchflossenes Röhrensystem, das die Kühlung bewirkt; abgezweigt wird das Frischwasser von der Hauptwasserleitung und mündet unter Umgehung des gemeinsamen Wassersammelbehälters direkt in das nach außen führende Druckrohr der Wasserpumpe. Durch Regulieren der durchfließenden Kühlwassermenge kann die gewünschte Kühlwassertemperatur leicht eingestellt werden, auch kann im Notfalle dem Kühlwasserkreislauf unmittelbar Frischwasser zugesetzt werden.

Zum Abschluß der Kammer dienen zwei eiserne Türen von 1,5 × 1,2 m lichter Öffnung. Da jede Tür den gesamten äußeren Überdruck aufnehmen muß, so mußten sie in schwerer Eisenkonstruktion ausgeführt werden. Die Abdichtung erfolgt durch eine 20 mm breite Lage flachen Gummis, der Verschluß durch 4 von innen und außen zu betätigende Drehriegel.

Die bereits oben erwähnte Schleuse kann durch Umstellen zweier, auf gemeinsamer Welle sitzender Druckausgleichhähne sowohl mit der Kammer, als auch mit der Außenluft in Verbindung gebracht werden. Im ersten Falle herrscht nach dem Druckausgleich vor und hinter der inneren Türe der gleiche Druck, man kann also von der Kammer in die Schleuse treten; schließt man die Türe hinter sich und stellt die Ausgleichhähne um, so erfolgt in der Schleuse ein Druckausgleich mit der Atmosphäre, und man kann nun auch die äußere Türe öffnen. Der Eintritt in die Kammer während des Betriebs vollzieht sich in umgekehrter Weise.

An der vorderen Stirnwand nahe der Tür ist noch ein rundes Fenster angebracht, das gestattet, den Raum während des Betriebes von außen zu übersehen. Der Rahmen, aus Eisenblech, ist einbetoniert, die Glasscheibe, ein Zeißsches Spezialglas von 5 mm Stärke, wird nur durch den äußeren Druck auf eine Gummidichtung gepreßt.

An sonstigen Einrichtungen sind endlich noch zu erwähnen: Eine Handlaufkatze von 1500 kg Tragkraft, die auf einem an der Decke befestigten Längsträger läuft, ein Maschinentelegraph, eine Rohrpostanlage zur Verständigung von außen nach innen und der Schleuse und eine Signallampe. Läutwerke sind des großen Lärms in der Kammer wegen nicht verwendbar.

3.

Die wissenschaftlichen Ergebnisse der angestellten Versuche sollen im zweiten Teil auszugsweise behandelt werden. Hier sei nur kurz über allgemeine Erfahrungen, welche beim Betrieb der Unterdruckkammer gemacht wurden, berichtet.

Nach Fertigstellung des Baues, der in eigener Regie ausgeführt wurde, erfolgte vor Beginn der Versuche zunächst eine gründliche Prüfung der Kammer, vornehmlich auf Haltbarkeit und Dichthalten, sowie eine eingehende Erprobung aller eingebauten Maschinen und Vorrichtungen. Als hierbei die Kammer bis auf einen Unterdruck von 290 mm QS (entsprechend einer Höhe von ungefähr 8000 m) ausgepumpt und hierauf das Gebläse abgestellt worden war, fing dieses, durch den äußeren Überdruck getrieben, ganz plötzlich an, mit einer allmählich unheimlich werdenden Tourenzahl rückwärts zu laufen. Diesem eigenwilligen Gebahren wurde daraufhin durch den Einbau eines Rückschlagventils für künftighin vorgebeugt. Die Abhilfe erwies sich um so notwendiger, als sich im späteren Verlauf herausstellte, daß besonders darauf geachtet werden muß, den Übergang aus hohem Unterdruck zum atmosphärischen Druck nicht zu rasch zu vollziehen, da sich sonst sofort ein zuweilen recht unangenehmer Druck in den Ohren einzustellen pflegt.

Nach dem Öffnen der Kammer zeigt sich, daß die Luft darin von feinem Zementstaub vollkommen erfüllt war; offenbar war durch die Poren des 40 cm starken Betons trotz des äußeren Goudronanstriches doch Luft eingedrungen und hatte den Staub mitgerissen. Dieser Übelstand wurde durch eine Wiederholung des Anstriches behoben. Es mußte dabei allerdings sehr sorgfältig verfahren werden, da sich anfänglich immer wieder Stellen zeigten, die nicht ganz dicht waren.

Nachdem sich alle übrigen Einrichtungen als verlässig und gut funktionierend erwiesen hatten und am Ende die Kammer nochmals bis auf 290 mm QS ausgepumpt und in diesem Zustande 6 Stunden über belassen worden war, ohne daß sich hierbei irgendwelche Veränderungen an der Kammer bemerkbar machten, konnte mit den eigentlichen Versuchen begonnen werden. Der erste Versuch bezweckte die Aufnahme der Leistungskurve eines normalen Maybach-Motors Type Hslu abhängig von der Höhe.

Es zeigte sich hierbei, daß die Lufterneuerung auch in großen Höhen eine noch immer genügende war; sehr unangenehm dagegen machte sich der große Lärm in der Kammer fühlbar, namentlich bei mehrstündigem Aufenthalt, und starke Kopfschmerzen waren die üblichen Folgen. Man entschloß sich deshalb, das Gebläse aus der Kammer herauszunehmen und außerhalb an die Saugleitung anzuschließen. Diese Maßnahme erwies sich auch deshalb als sehr zweckmäßig, weil daraufhin das Geräusch in der Kammer ganz erheblich kleiner und es so möglich wurde, den Motor selbst genau abhorchen zu können. Für die Aufstellung des Gebläses in der Kammer war ursprünglich der Wunsch maßgebend gewesen, eben alle erforderlichen Apparate der leichteren Kontrolle wegen zusammen im Raume vereinigt zu haben.

Für normale Versuche, bei denen der Motor die Luft aus der Kammer selbst zugeführt bekommt, genügte die Fördermenge der Vakuumpumpe vollauf. In späterer Zeit jedoch wurden u. a. auch Versuche durchgeführt, bei denen der Motor in größeren Höhen Luft von atmosphärischer Spannung durch einen besonderen Kompressor zugeführt erhielt. Wurde in diesem Falle die Gebläseluft nicht aus der Kammer selbst entnommen, sondern aus der äußeren Atmosphäre zugeführt, so genügte die Vakuumpumpe nicht mehr zum genügenden Durchlüften der Kammer. Es konnte deshalb auch ein größerer Unterdruck — unter 430 mm QS — nicht mehr erreicht werden, da bei der Abnahme der Fördermenge der Vakuumpumpe mit zunehmendem Saugunterdruck bald ein Punkt erreicht wurde, bei dem die Fördermenge nur wenig größer ist, als das zu fördernde Volumen der Auspuffgase. Von da ab hörte jede Belüftung der Kammer auf, und der Aufenthalt darin wurde auf die Dauer unmöglich.

Die erwähnten Versuche standen bei der Projektierung der Kammer noch nicht in Aussicht, sonst hätte man von vornherein eine größere Vakuumpumpe vorgesehen. Für Bedienung der Kammer wurde selbstverständlich ein besonders dazu geeignetes Personal ausgewählt, das sich rasch einarbeitete. Interessant war, wie verschieden der Einzelne auf den raschen Luftdruckwechsel reagierte. Während namentlich das Ausschleusen in der Regel sehr langsam betätigt wurde, konnte dies von einem Herrn ohne jede üble Folge mit einer Geschwindig-

keit bewerkstelligt werden, die die eines Sturzfluges noch übertraf.

Für die Sauerstoffentnahme bei hohem Unterdruck wurden von dem Versuchspersonal die kleinen, tragbaren Drägerschen Sauerstoffapparate in der bekannten Ausführung benützt. Daneben waren, wie schon früher erwähnt, in der Kammer stets noch zwei große Vorrats-Sauerstofflaschen gebrauchsfertig »auf Lager«.

Die Unterdruckkammer wurde auch vielfach von den Besatzungen der Luftschiffe dazu benützt, sich für den Aufenthalt in größeren Höhen vorzubereiten und im Gebrauche der Sauerstofflaschen zu üben. Hierbei wurde stets die Wahrnehmung gemacht, daß Leute, wenn sie das Barometer nicht sahen, also nicht wußten, in welcher Höhe sie sich befanden, meist viel später erst zur Sauerstofflasche griffen, als wenn sie das Barometer verfolgen und feststellen konnten, wann das »erlaubte Unbehagen« einsetzen dürfe.

Der überzogene Flug, seine Gefahren und seine Beeinflussung durch die Konstruktion.

Auszug aus dem Vortrag von Dr. Hopf, gehalten bei 5. O. M. V. der W. G. L. in Berlin.

1. Die Erfahrung zeigt, daß bei starkem Ziehen eines Flugzeugs, wie beim Aufstieg, beim Kurvenflug, bei jedem langsamen Flug leicht ein Zustand eintritt, bei welchem der Führer die Herrschaft verliert. Dieses »Überziehen« ist die Ursache der meisten Unglücksfälle. Es wird vermieden, wenn die Geschwindigkeit einen bestimmten Minimalwert nicht unterschreitet.

2. Dieser gefährliche überzogene Flug ist scharf zu trennen von den aus Vergleichung von Gleichgewichtszuständen erschlossenen »Flugzuständen mit umgekehrter Steuerwirkung.« Bei einem bestimmten Anstellwinkel ist der Anstieg am steilsten bzw. der Gleitflug am flachsten. Wird durch weiteres Ziehen der Anstellwinkel noch weiter erhöht, so kann sich ein Gleichgewichtszustand mit flacherem Anstieg bzw. steilerem Gleitflug einstellen, also die entgegengesetzte Wirkung, die man erwarten sollte. Diese Aussage bezieht sich aber nur auf die Dauerwirkung eines Steuerausschlags nach Herstellung des Gleichgewichtszustandes, nicht auf die momentane Wirkung. Solche Zustände sind auch durchaus nicht gefährlich und können daher nicht als überzogen bezeichnet werden.

3. Die gewöhnliche Stabilitätsuntersuchung mit der Methode der kleinen Schwingungen gibt bei normalen Anstellwinkeln Stabilität, wenn die statische Stabilität positiv und klein ist — wie bei allen guten Flugzeugen — und die Dämpfung groß genug; bei größeren Anstellwinkeln in der Nähe des Auftriebsmaximums findet man dies Stabilitätsgebiet verkleinert; nur noch bei großer statischer Stabilität und relativ kleiner Dämpfung zeigt sich Abklingen einer Störung des Gleichgewichts. Eine solche Aussage über die Stabilität eines Gleichgewichtszustandes gibt aber keine restlos befriedigende Darstellung der Vorgänge; denn die Erfahrung sagt, daß man unter Umständen auch mit instabilen Apparaten recht gut fliegen kann, daß dagegen die Vorgänge beim Überziehen gefährlich sind.

4. Volle Klarheit über die Vorgänge beim gestörten Flug kann nur die Verfolgung des Flugs in seinem ganzen Verlaufe geben; das ist die Integration der Bewegungsgleichungen des Flugzeugs ohne Beschränkung auf kleine Schwingungen. Diese Integration gelingt durch die Erkenntnis, daß in allen praktisch vorkommenden Fällen die Kräfte senkrecht zur Bahnrichtung sich erheblich schneller ins Gleichgewicht setzen als die Kräfte in der Bahnrichtung[1]). In den ersten Augenblicken der gestörten Bewegung ändert sich die Geschwindigkeit des Flugzeugs fast nicht, dagegen dreht sich unter dem Einfluß der bahnsenkrechten Kräfte die Flugbahn und unter dem Einfluß der Momente das Flugzeug im Raum. Die Drehung der Flugbahn wird erst dann geringer, wenn das Gleichgewicht der bahnsenkrechten Kräfte hergestellt ist; dann fällt die Geschwindigkeitsänderung ins Gewicht.

[1]) Fuchs u. Hopf, Die allgemeine Längsbewegung eines Flugzeuges, I. T. B. III., 7, S. 317.

5. Man stellt die Bewegung des Punktes in einem Raum mit den Koordinaten Geschwindigkeit v, Anstellwinkel α zwischen Flugzeugachse und Flugbahn, Winkel ϑ zwischen Flugzeugachse und der Horizontalen dar. In diesem Raum sind die

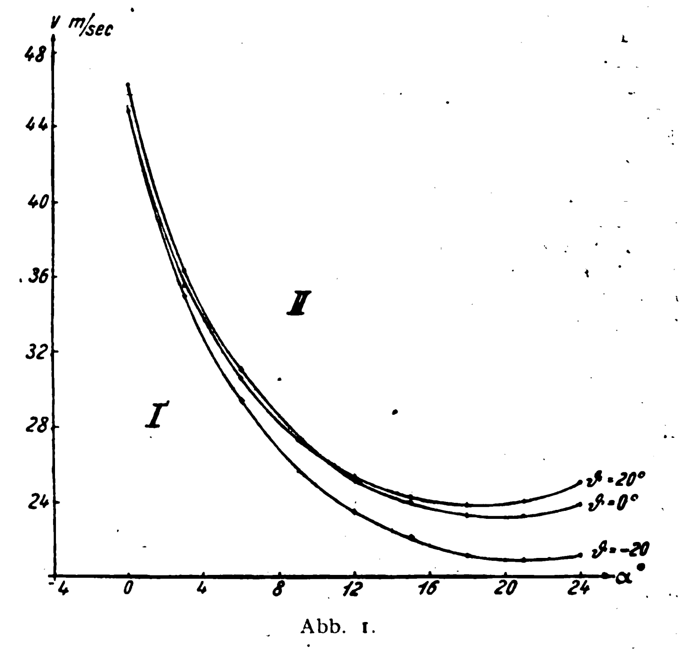


Abb. 1.

Flugzustände, bei welchen die bahnsenkrechten Kräfte im Gleichgewicht sind, durch eine Fläche dargestellt; die Durchschnitte dieser Fläche mit verschiedenen Ebenen ϑ = const

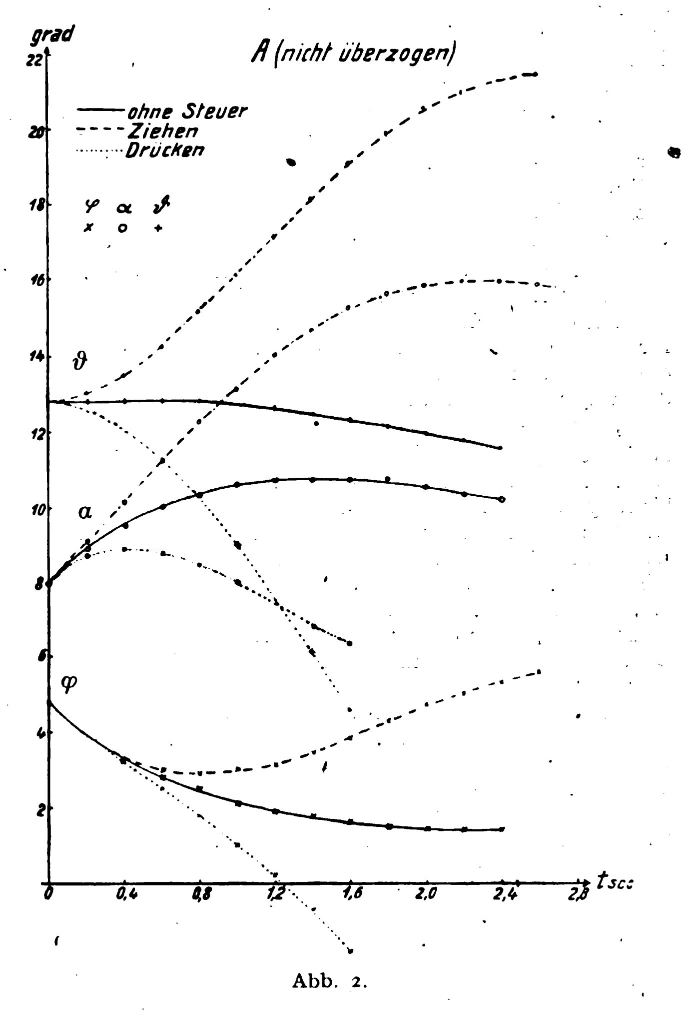


Abb. 2.

zeigt Abb. 1. Jeder Punkt des Raumes kann einen augenblicklichen Zustand des Flugzeugs darstellen. Im Raumteil I krümmt sich die Flugbahn nach unten, im Raumteil II nach oben. Der das Flugzeug darstellende Punkt bewegt sich in erster Nähe-

rung senkrecht zur v-Achse. Liegt er zu Beginn der Bewegung infolge einer Störung im Raumteil I, so wird die Flugbahn zuerst nach unten gekrümmt; überschreitet der Punkt aber die Fläche des Gleichgewichts der bahnsenkrechten Kräfte, so wird die Flugbahn wieder mehr und mehr aufgerichtet. Ist jedoch einmal die Geschwindigkeit so klein geworden, daß der Punkt diese Fläche nicht erreicht, so krümmt sich die Flugbahn immer weiter nach unten. Sie richtet sich nicht unter dem Einfluß der bahnsenkrechten Kräfte wieder auf, sondern höchstens mit Hilfe des viel langsameren Ausgleichs der in der Bahnrichtung wirkenden Kräfte. Dies ist der Fall des überzogenen Fluges; wesentlich für seinen Eintritt ist das Herabsinken der Geschwindigkeit unter den kleinsten Wert, bei welchem noch ein Gleichgewicht der bahnsenkrechten Kräfte möglich ist. Bei welchem Anstellwinkel dies auftritt, ist gleichgültig.

6. Mit dieser Drehung der Flugbahn verbindet sich unter dem Einfluß der Drehmomente eine Drehung des Flugzeugs, welche bei statischer Stabilität im gleichen Sinne erfolgt wie die Drehung der Flugbahn, bei statischer Instabilität im entgegengesetzten Sinne. Der Anstellwinkel muß daher bei instabilen und indifferenten Flugzeugen so stark anwachsen, daß man ganz aus dem Bereich vernünftiger Flugzustände herauskommt und unerforschte, wahrscheinlich sehr gefährliche Bewegungen

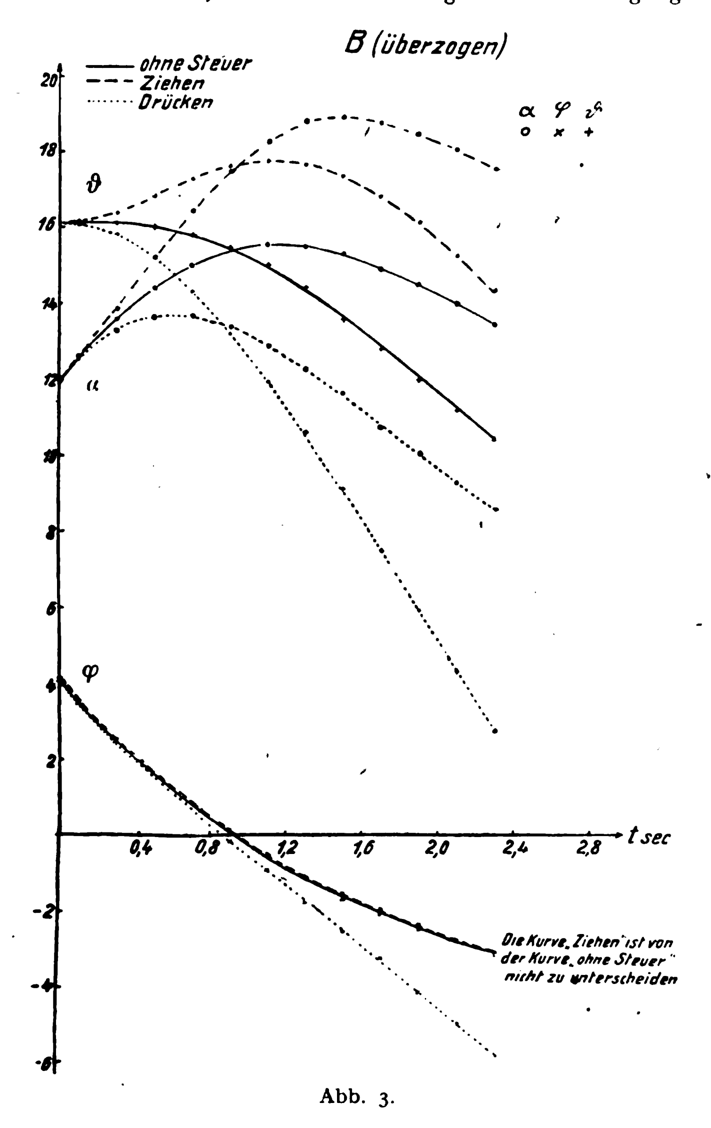


Abb. 3.

einsetzen. Es ist aber eine allgemeine Eigenschaft aller Flügelprofile, ihre instabilisierende Wirkung bei großen Anstellwinkeln zu verlieren, so daß alle Flugzeuge in dem fraglichen Anstellwinkelbereich stabil werden. Daher liegt die Hauptgefahr beim Überziehen nicht in dem hemmungslosen Wachsen des Anstellwinkels, sondern nur in dem Verlauf der Flugbahn.

7. Die Abb. 2 u. 3 stellen den Verlauf der Winkel ϑ, α und φ (Flugbahn gegen Horizontale) unter Annahme eines normalen, stark belasteten Flugzeugs in Abhängigkeit von der Zeit dar, Abb. 4 die dazu gehörigen Geschwindigkeiten. Die Bewegungen sind immer eingeleitet durch Herabsinken der Geschwindigkeit um 3,45 m/s unter den zum Gleichgewicht gehörigen Wert. Gleichgewichtswerte:

Fall A (nicht überzogen):

$$\alpha = 8{,}0^0 \quad \varphi = 4{,}8^0 \quad \vartheta = 12{,}8^0 \quad v = 28{,}2 \text{ m/s}$$

Für Fall B (überzogen):

$$\alpha = 12{,}0^0 \quad \varphi = 4{,}1^0 \quad \vartheta = 16{,}1^0 \quad v = 25{,}2 \text{ m/s}.$$

Neben die Bewegung unter Einfluß der Störung, wenn kein Steuerausschlag gegeben wird, wird die Wirkungen eines Steuerausschlags nach den beiden Richtungen, also die Wirkungen des »Ziehens« und des »Drückens« gestellt. Die Flugbahn

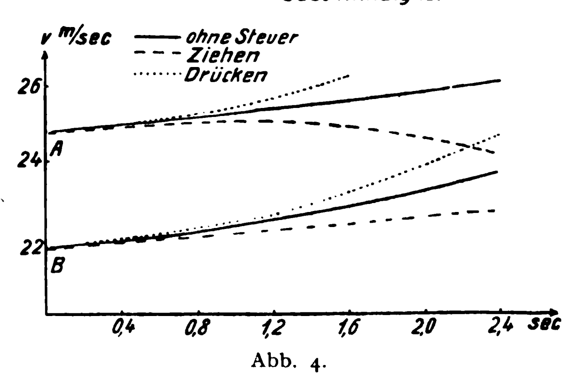


Abb. 4.

senkt sich im Falle B sehr schnell und wird durch Ziehen so wenig beeinflußt, daß die beiden φ-Kurven in Abb. 3 fast zusammenfallen. Das Flugzeug wird durch das Steuer im richtigen Sinne herumgedreht, aber die Flugbahn geht nicht mit. Im Falle A dagegen wirkt das Ziehen so intensiv, daß nach 2 s bereits der Anstieg so steil ist wie im Gleichgewicht und im weiteren Verlauf noch steiler wird. Man sieht, daß in Fällen wie A die augenblickliche Wirkung des Ziehens im erwarteten Sinne geht, und die »Umkehrung der Steuerwirkung«, welche die Betrachtung der Gleichgewichtszustände ergibt, nur für die endgültige Wirkung nach Herstellung des Gleichgewichts, nicht für die Momentanwirkung, auf die es meist ankommt, gilt. »Drücken« krümmt die Flugbahn im Fall B zwar stärker nach unten, beschleunigt aber den Geschwindigkeitsanstieg so sehr, daß schon nach 2 s die normale Wirkung eines Steuerausschlags, welcher das Flugzeug »zieht«, erwartet werden darf.

8. Die Gefahren des überzogenen Fluges sind im Gleitflug geringer als im Motorflug; auch bei großem Leistungsüberschuß ist durch direkte Geschwindigkeitserhöhung ein wirksames, rasches Beheben der Gefahr möglich. Die Konstruktion des Flugzeugs kann in zweierlei Weise von Einfluß auf den Verlauf des überzogenen Flugs sein: erstens kommt ein Flugzeug um so leichter in den überzogenen Zustand hinein, je geringer die Differenz zwischen seiner gewöhnlichen Geschwindigkeit und derjenigen Geschwindigkeit ist, bei welcher ein Gleichgewicht der bahnsenkrechten Kräfte nicht mehr möglich ist. Zweitens kommt ein Flugzeug um so leichter aus dem überzogenen Zustand heraus, je leichter seine Drehung im Raum möglich ist, und je mehr man die Drehung der Flugbahn hemmen kann.

9. Ein Flugzeug wird also um so leichter überzogen, je näher der Auftriebsbeiwert des steilsten Aufstiegs bei den maximalen Auftriebsbeiwerten liegt. In dieser Hinsicht ist die Profilform wichtig; Profile mit kleinen Beiwerten des Auftriebs und des Widerstands sind ungünstiger als solche mit großen Beiwerten. Großer induzierter Widerstand wirkt ungünstig, ebenso großer schädlicher Widerstand.

10. Große Dämpfung der Flugzeugbewegung in der Symetrieebene, wie sie ausschließlich durch große Rumpflänge hervorgebracht wird, wirkt ungünstig; denn sie hemmt die Drehung des Flugzeugs, welche zum Herauskommen aus dem überzogenen Zustand nötig ist. Ebenso ungünstig wirkt ein großes Trägheitsmoment. Lange, langsame Flugzeuge sind in dieser Hinsicht im Nachteil gegen kurze, schnelle Flugzeuge.

11. Bei großer Flächenbelastung liegen die beiden unter 9. erwähnten Geschwindigkeiten weit auseinander; auch ist die Abwärtskrümmung der Bahn geringer bei großer Flächenbelastung; anderseits hängt die Wirksamkeit des Steuers von der Größe $\frac{d c_a}{d \alpha} \cdot \frac{F}{G}$ ab. Die durch die Nähe des Auftriebsmaximums verursachte Wirkungslosigkeit des Steuers wird also um so empfindlicher, je größer die Flächenbelastung ist. Nur der Praktiker kann entscheiden, ob die günstige oder die ungünstige Wirkung großer Flächenbelastung ausschlaggebend bei der Konstruktion sein soll.

Mitteilungen aus der Göttinger Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik.

III. Folge.

2. Der Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit auf den Widerstand, untersucht an Streben.

Es hat sich bereits bei früheren Messungen an Ballonmodellen[1]) gezeigt, daß verhältnismäßig geringe Veränderungen der Oberfläche von erheblichem Einfluß auf den Widerstand eines Körpers sein können. Als ein besonders auffälliges Ergebnis jener Versuche sei daran erinnert, daß die Widerstandszahl eines mit Stoff überzogenen Ballonmodells, wobei die hervorstehenden Fasern des Stoffes mit einer Flamme abgesengt wurden, entgegen dem bisher beobachteten Verhalten, bei Steigerung der Reynoldsschen Zahl von etwa 100000 auf 250000 auf mehr als den doppelten Wert anwuchs.

Ähnliche Beobachtungen haben sich auch gelegentlich der Untersuchung von Streben gezeigt, über die hier in Kürze berichtet werden soll[2]). Es handelt sich im vorliegenden Falle meist um Streben von großer Dicke, wie sie beim Bau von R-Flugzeugen Verwendung finden. Die Formen und Abmessungen derselben sind aus Abb. 1 ersichtlich. Die Dicke der größten Strebe betrug $d = 177$ mm. Da die Windgeschwindigkeit bis zu 45 m/s gesteigert wurde, so wurden Kennwerte E bis rd. 8000 mm · m/s erreicht, unter dem Kennwert das Produkt aus Luftgeschwindigkeit und Strebendicke verstanden. Die Länge der Streben betrug 2,5 m. Zur Messung ihres Widerstandes wurden sie in dieser Länge verwendet,

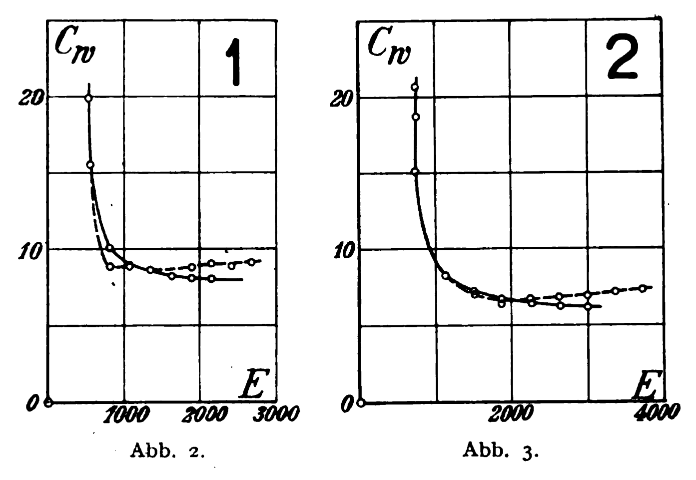


Abb. 2. Abb. 3.

ragten also, da der Luftstrahl nur einen Durchmesser von 2,23 m hat, beiderseits aus diesem in die ruhende Luft hinein. Inwieweit durch diese Strömungsverhältnisse diejenigen nachgeahmt werden, die unendlicher Strebenlänge, d. h. ebener Strömung entsprechen, wurde durch besondere Versuche ermittelt, über die später noch zu berichten sein wird. Für unsern vorliegenden Zweck, wo es hauptsächlich auf die durch die Beschaffenheit der Oberfläche bedingte Widerstandsänderung ankommt, wollen wir den gemessenen Widerstand einer besonderen Berichtigung nicht unterziehen. Es sei hier nur bemerkt, daß die benützte Versuchsanordnung anscheinend einen etwas größeren Widerstand ergibt als die vollkommen ebene Strömung. Die Anblasrichtung war in allen Fällen parallel zur Symmetrielinie der Profile. Zur Berechnung der Widerstandszahl C_w wurde stets nur die vom Luftstrom getroffene größte Strebenfläche (senkrecht zur Windrichtung) benützt.

Die Streben waren mit Leinenstoff (Flugzeugleinen) überzogen und zunächst mit einem einmaligen Lackanstrich versehen. Die Oberfläche wurde dadurch nicht vollkommen glatt, sondern besaß eine gewisse leichte Rauhigkeit, hervor-

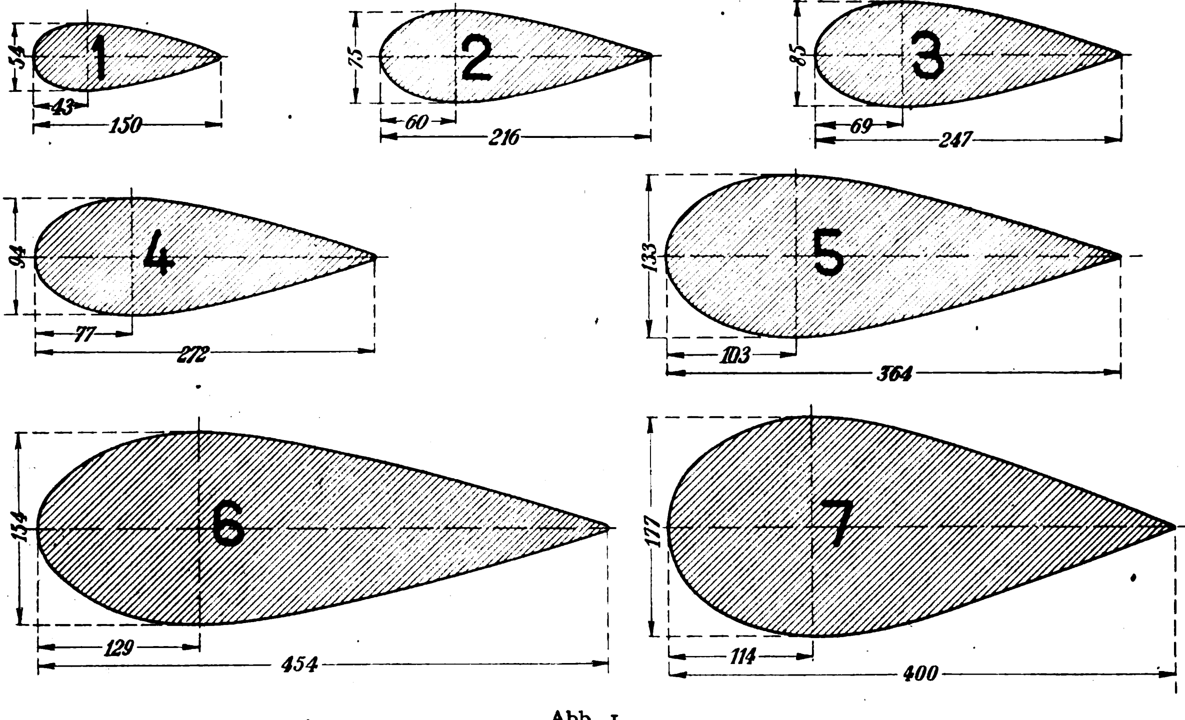


Abb. 1.

[1]) Vgl. C. Wieselsberger, Ähnlichkeitsuntersuchungen an Ballonmodellen und Versuche über den Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit. Mittlg. 20 d. Göttg. Modell-Vers.-Anstalt. Diese Zeitschrift 1915, S. 125.

[2]) Die erste Messungsreihe wurde während des Krieges im Auftrage der Deutschen Flugzeugwerke Leipzig ausgeführt; wegen der auffälligen Ergebnisse wurden dann die Messungen von der Versuchsanstalt durch eine zweite Versuchsreihe ergänzt.

gerufen durch die Fäden und hervorstehenden Fasern des Gewebes. Die Ergebnisse der Messungen bei dieser Beschaffenheit der Oberfläche sind durch die gestrichelten Kurven der Abb. 2 bis 8 charakterisiert, wobei die Widerstandszahl abhängig vom Kennwert aufgetragen ist. Es zeigt sich die auffallende Erscheinung, daß die Widerstandszahl in vielen Fällen

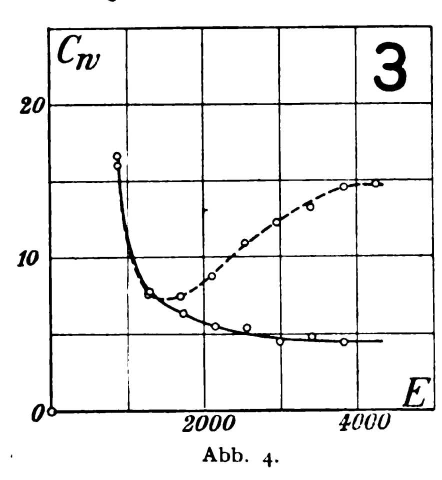


Abb. 4.

nach einem erst sich zeigenden Absinken mit zunehmendem Kennwert wieder anwächst, bei den Streben 3 und 7 z. B. auf mehr als den doppelten Betrag der kleinsten Widerstandszahl. Die anfangs auftretende Abnahme entspricht dem Durchgang durch das Gebiet der kritischen Geschwindigkeit, wie

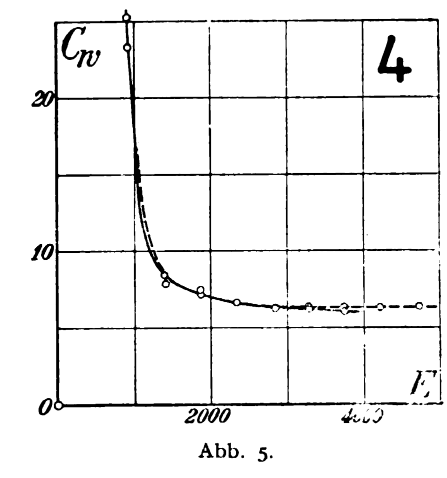


Abb. 5.

dies bei Kugeln und anderen Körperformen schon früher beobachtet wurde. Daß bei Strebe 4 und 5 der Anstieg fehlt oder nur sehr gering ist, dürfte mit einer zufällig geringeren Rauhigkeit ihrer Bespannung zusammenhängen.

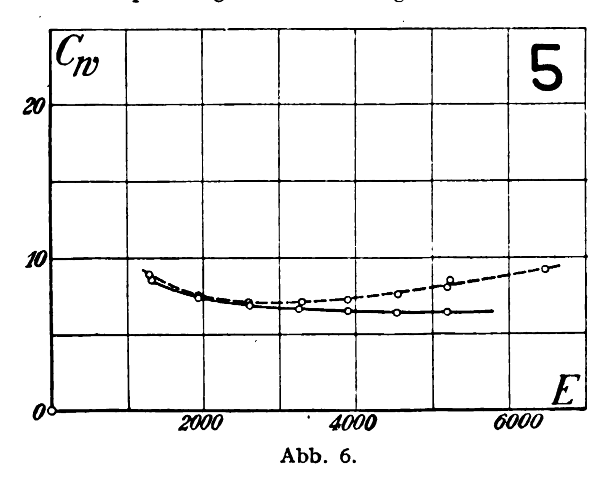


Abb. 6.

Die Oberfläche wurde nun in der Weise verändert, daß zunächst durch Abschleifen mit Glaspapier die vorhandene Rauhigkeit entfernt wurde. Hierauf wurden die Streben mit einem weiteren Lackanstrich versehen. Die Widerstandsmessungen mit der in dieser Weise geglätteten Oberfläche ergaben Werte, die durch die ausgezogenen Linien dargestellt sind. Das Anwachsen der Widerstandszahl bei zunehmendem Kennwert, das bei der ersten Messungsreihe mehr oder weniger in Erscheinung trat, wird hier nicht mehr beobachtet. Die Widerstandszahl nimmt mit wachsendem Kennwert stetig

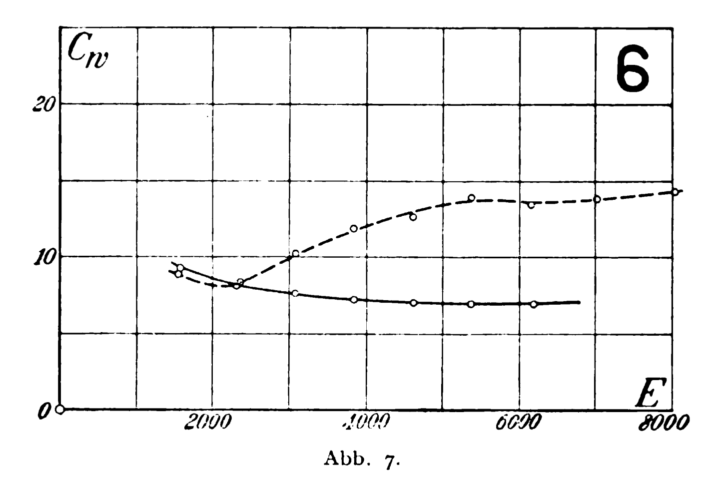


Abb. 7.

ab mit Ausnahme der Strebe 7, bei welcher ein schwaches Wiederansteigen bemerkbar ist.

Die Ursachen der beobachteten Erscheinung sind noch wenig geklärt. Eine theoretische Behandlung dieser Vorgänge ist bisher noch nicht möglich. Die Änderung der Widerstandszahl hängt, wie man weiß, von der Änderung der Lage der

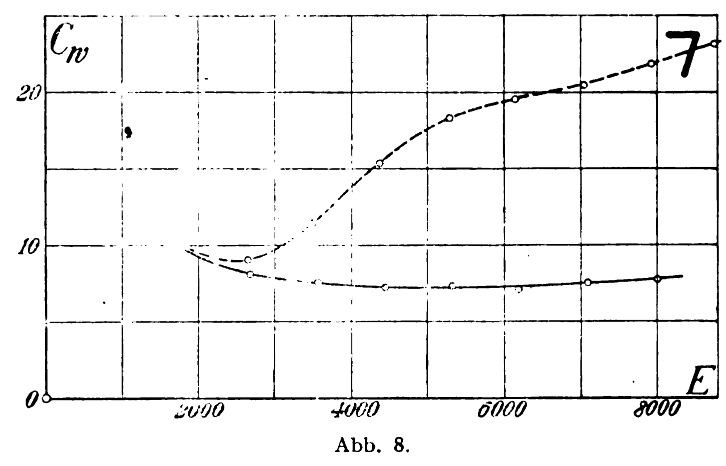


Abb. 8.

Ablösungsstelle ab, und diese steht in engster Beziehung mit dem Turbulenzzustand der Grenzschicht. Eine turbulente Grenzschicht bedingt bei Körpern der in Rede stehenden

Tabelle 1.

Strebe Nr. 1. Dicke $d = 54$ mm

1. Oberfläche leicht rauh.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,3	118	15,5	10,1	546
13,8	147	8,85	14,9	805
25,0	208	8,90	20,0	1080
38,7	397	8,55	24,9	1345
56,0	554	8,20	30,0	1620
76,0	802	8,79	34,9	1885
100,0	1096	9,12	40,0	2160
125,5	1335	8,83	44,9	2428
154,0	1693	9,16	49,6	2676

2. Oberfläche geglättet.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,2	149	19,9	10,0	539
14,0	169	10,0	15,0	809
24,9	269	8,96	19,9	1077
39,1	402	8,54	25,0	1350
56,5	563	8,26	30,0	1620
76,8	749	8,08	35,0	1891
100,0	970	8,05	40,0	2160

Tabelle 2.

Strebe Nr. 2. Dicke $d = 75$ mm

1. Oberfläche leicht rauh.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,3	198	18,7	10,1	758
14,2	196	8,25	15,0	1125
25,0	297	7,10	20,0	1500
38,7	481	7,41	24,9	1868
56,1	722	7,71	30,0	2250
76,0	997	7,82	34,9	2620
100,0	1336	7,97	40,0	3000
125,5	1705	8,12	44,9	3370
154,0	2153	8,35	49,6	3720

2. Oberfläche geglättet.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,4	221	20,7	10,1	758
6,3	159	15,1	10,0	753
14,0	194	8,25	15,0	1125
25,1	304	7,23	20,0	1500
39,0	441	6,74	25,0	1873
56,5	609	6,42	30,1	2255
76,8	801	6,23	35,0	2628
100,0	1036	6,19	40,0	3000

Tabelle 3.

Strebe Nr. 3. Dicke $d = 85$ mm

1. Oberfläche leicht rauh.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,3	192	16,0	10,1	859
14,2	206	7,64	15,0	1275
25,0	352	7,40	20,0	1700
38,7	639	8,70	24,9	2118
56,1	1163	10,9	30,0	2550
76,1	1775	12,2	34,9	2965
100,0	2506	13,2	40,0	3400
127,5	3505	14,5	45,1	3830
155,2	4333	14,7	49,9	4240

2. Oberfläche geglättet.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,7	210	16,6	10,3	880
14,4	211	7,74	15,2	1290
25,6	305	6,30	20,5	1742
39,7	410	5,46	25,4	2160
56,6	574	5,36	30,2	2565
77,5	652	4,44	35,2	2990
100,5	910	4,79	40,1	3410
127,2	1060	4,40	45,1	3830

Tabelle 4.

Strebe Nr. 4. Dicke $d = 94$ mm

1. Oberfläche leicht rauh.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,2	301	23,3	9,92	933
14,0	234	7,98	15,0	1405
24,8	278	7,45	19,9	1870
38,9	538	6,61	25,0	2345
56,6	729	6,13	30,0	2820
76,0	1005	6,28	34,8	3270
99,0	1305	6,24	39,8	3740
125,1	1642	6,27	44,7	4210
154,1	2064	6,36	49,6	4665

2. Oberfläche geglättet.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,2	329	25,2	10,0	938
14,0	248	8,43	15,0	1405
24,9	378	7,22	20,0	1875
39,2	545	6,62	25,0	2345
56,5	752	6,34	30,1	2827
76,8	984	6,11	35,0	3290
100,0	1267	6,03	40,0	3760

Tabelle 5.

Strebe Nr. 5. Dicke $d = 130$ mm

1. Oberfläche leicht rauh.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,2	159,6	8,90	9,96	1294
14,0	305,5	7,50	15,0	1950
24,8	507,0	7,04	19,9	2587
38,8	792,0	7,04	25,4	3290
56,2	1169,0	7,15	30,0	3900
76,2	1655,0	7,48	35,1	4560
99,6	2286,0	7,91	40,0	5200
101,5	2576,0	8,45	40,3	5230
155,0	4118,0	9,15	49,8	6475

2. Oberfläche geglättet.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,5	—	8,55	10,2	1323
14,3	306	7,37	15,1	1964
25,2	500	6,84	20,1	2608
39,0	749	6,61	25,0	3247
56,5	1064	6,48	30,0	3900
76,8	1411	6,32	35,0	4550
100,0	1842	6,34	40,0	5200

Tabelle 6.

Strebe Nr. 6. Dicke $d = 154$ mm

1. Oberfläche leicht rauh.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl G_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,3	194	8,9	10,1	1555
14,8	424	8,4	15,4	2372
25,0	875	10,2	20,0	3080
38,7	1572	11,9	24,9	3834
56,1	2428	12,6	30,0	4620
76,0	3645	13,9	34,9	5375
100,0	4606	13,4	40,0	6160
125,5	6135	13,8	45,6	7020
154,0	7523	14,2	49,6	7640

2. Oberfläche geglättet.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl G_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,3	201	9,26	10,3	1586
14,2	397	8,13	15,1	2320
25,1	656	7,61	20,0	3080
39,2	969	7,19	25,0	3850
56,4	1363	7,02	30,0	4620
76,5	1819	6,90	35,0	5385
100,0	2367	6,88	40,0	6160

Tabelle 7.

Strebe Nr. 7. Dicke $d = 177$ mm

1. Oberfläche leicht rauh.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,2	247,2	10,1	9,92	1760
13,9	494,5	9,00	14,9	2638
24,6	1104,0	11,4	19,8	3510
38,4	2324,0	15,3	24,8	4390
56,3	4058,0	18,2	30,0	5310
76,0	5935,0	19,5	34,8	6160
99,0	7961,6	20,4	39,8	7050
125,9	10835,0	21,8	44,8	7930
154,1	14003,0	23,0	49,6	8770

2. Oberfläche geglättet.

Staudruck q kg/m²	Widerstandskraft W g	Widerstandszahl C_w	Geschwindigkeit v m/s	Kennwert E mm · m/s
6,3	246	9,87	10,0	1780
14,3	456	8,06	15,1	2680
25,2	751	7,55	20,2	3575
39,2	1114	7,19	25,0	4435
56,7	1629	7,27	30,1	5330
76,7	2120	7,00	35,0	6195
100,3	2965	7,49	40,0	7090
128,2	3870	7,66	45,3	8010

Form in der Regel kleineren Widerstand als eine laminare. Die Faktoren, die bei dem beobachteten Wiederansteigen der Widerstandszahl eine Rolle spielen, bedürfen also noch eingehender Untersuchung.

Erwähnungswert ist schließlich der geringe Absolutwert der Widerstandszahlen, der im günstigsten Falle bei Strebe 3 bis auf $C_w = 5$ heruntergeht. C. Wieselsberger.

Praxis des Fliegenlernens und Fliegens.

Von E. Meyer, Lt. d. R. und Flugzeugführer, Dresden.

(Schluß von Seite 26.)

Die Anwendung des Flugzeuges zu Reisezwecken auf kürzere und mittlere Strecken bietet bei Verkehrsverhältnissen, wie sie früher im Frieden vorhanden waren, nur geringen Zeitgewinn, denn man muß stets mit den Wegen nach und von dem Flugplätzen sowie den Vorbereitungen für einen Flug rechnen. Trotzdem wird auch hier das Flugzeug sich einen Platz erobern. Es sind zahlreiche Fälle denkbar, in denen ein Gewinn einiger Stunden bereits großen Wert hat. Neben Kaufleuten sei hier an die Abwicklung von Regierungsgeschäften gedacht. Für diese Fälle, die aber immer einzelne bleiben werden, bietet auch auf kürzere und mittlere Strecken in verkehrsmittelreichen Gegenden das Flugzeug Vorteile. Als Beispiel sei hier erwähnt, daß es bei einem Flugverkehr möglich ist, daß ein Kaufmann am gleichen Tage zwei an verschiedenen Orten gelegene Börsen besucht. Je verkehrsärmer die Gegend ist, um so günstiger gestalten sich auch bei kürzeren Strecken die Bedingungen für den Luftverkehr. Der Regierungsflugverkehr sowie derjenige der Deutschen Luft-Reederei haben die Verwendbarkeit des Flugzeugs für den Verkehr sowie seine Zweckmäßigkeit und Vorteile bei bestimmten Situationen bewiesen. Vor einem phantastischen Optimismus in der Form vom Glauben an einen allgemeinen und alleinigen Verkehr mit dem Flugzeug muß hier noch mehr als bei dem Fernverkehr mit dem Flugzeug gewarnt werden. Seine Berechtigung hat das Flugzeug auch hier, aber sie ist beschränkt. Am ehesten würden diese Beschränkungen sich bei dem Verkehr in Kolonialländern vermindern und dadurch dort das Flugzeug in den Vordergrund treten lassen können.

Neben dieser Verwendung zu Beförderungszwecken lassen sich noch eine ganze Reihe von Verwendungsarten des Flugzeugs anführen, denen aber allen charakteristisch ist, daß es sich immer nur um die Verwendung in geringem Maßstabe und niemals um eine großzügige Verwendung handelt. Zunächst sei an das Photographieren aus dem Flugzeug gedacht. Es wird für die Landesvermessung große Bedeutung gewinnen. Gewisse Aufnahmen aus dem Flugzeug sind ferner hervorragend zu Lehrzwecken zu verwenden. So finden sich beispielsweise jetzt bereits in Geographiebüchern Höhenaufnahmen von Ortschaften, um deren charakteristischen Bau und damit zu zeigen, ob es sich etwa um germanische oder slawische Siedelungen handelt. Auch für Architekten werden Höhenaufnahmen Bedeutung gewinnen. Es sei als Beispiel die Herstellung von Städtebildern aus mäßigen Höhen genannt, um durch diese dann zu erkennen, wie etwa ein neues, vorläufig projektiertes Gebäude in das Stadtbild hineinpaßt.[1]) Recht aussichtsreich erscheint auch noch die Verwendung des Flugzeugs zu Zwecken wissenschaftlicher, besonders meteorologischer Forschung. Hier sei beispielsweise darauf hingewiesen, daß systematische Aufnahmen über die Veränderung von Wolken noch imstande sein werden, wichtige Aufschlüsse über die Vorgänge in der Atmosphäre zu geben, und daß etwa in 5000 m Höhe nachts Himmelskörper sichtbar sind, die man von der Erde aus nicht beobachten kann. — Auch die Verwendung des Flugzeugs zu politischen Zwecken hat bereits mehrfach ihre Brauchbarkeit bewiesen, z. B. durch Abwerfen von Flugblättern. Endlich sei für den Kaufmann an die Verwendung des Flugzeuges zu Reklamezwecken gedacht. Diese ist sowohl durch Abwerfen von Reklamemitteln als auch durch nächtliche Flüge mit entsprechender Beleuchtung durchführbar und zweifellos sehr wirksam. — Daran, daß es auch in Zukunft viele Fälle geben wird, in denen Menschen einmal zu fliegen begehren, um diesen alten Sehnsuchtstraum der Menschheit einmal erfüllt zu sehen, daß also Flüge aus Lust und Freude am Fliegen auch von solchen Menschen, die nicht selbst Flugzeugführer sind, weiterbegehrt zu werden versprechen, steht außer jedem Zweifel und bietet in geringem Maße ebenfalls eine Verwendung des Flugzeugs im Frieden.

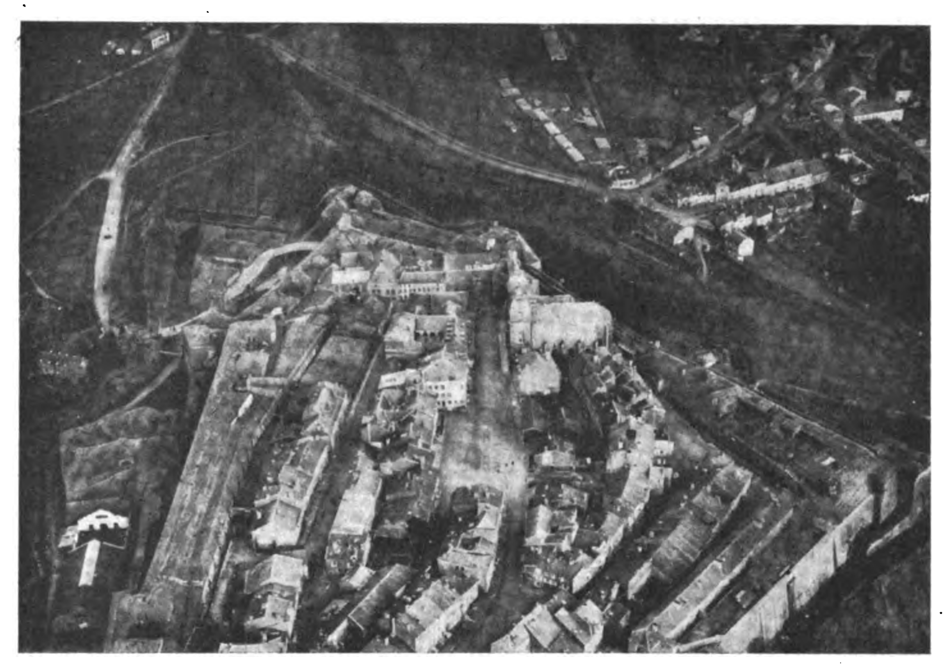


Abb. 30.
Die Verwertung des Luftbildes im Frieden. Burg und Feste Montmédy als Beispiel für die Verwendung des Luftbildes für architektonische Zwecke und für die Postkartenindustrie.



Abb. 29.
Der Einbau einer 120 cm-Kamera im Rumpler-Bild-Flugzeug (Typ Ru C VII).

[1]) Die Verwertung des Luftbildes für die Postkartenindustrie ist nichts ganz Neues. Bei geeigneter Handhabung kann hierdurch die Postkartenindustrie eine Wiederbelebung erfahren, nachdem sie im Kriege sehr gelitten hat (s. Abb. 30).

Um die nächste Zukunft.

Bevor der Gegner über die nächste Zukunft unseres militärischen Flugwesens entschieden hatte, drängte sich einem die Frage auf, wie die vorhandenen Bestände zweckmäßig ausgenutzt werden konnten. Sehr glücklich erschien die Auffassung der von verschiedener Seite angeregten Verwendung des Materials zu Lehr- und Untersuchungszwecken. Heute hat uns der Gegner der Sorge um die Verwertung unserer Bestände an Flugmaterial durch seine bekannten Bedingungen enthoben.

Aus diesen Bedingungen geht hervor, daß der Gegner unsere Flugzeugindustrie vom internationalen Wettbewerb ausschließen will. Außer aus der Tatsache jener sechs Monate aufgezwungener Untätigkeit unserer Flugzeugindustrie geht dies besonders aus dem Ausschluß der deutschen Flugzeugindustrie von Ausstellungen im neutralen Auslande hervor. So konnte der Gegner erreichen, daß deutsche Flugzeuge der kürzlich in Amsterdam tagenden »Elta« offiziell fern blieben. Dadurch, daß Fokker als Holländer neuerdings bei Amsterdam eine Fabrik eingerichtet hat, ist die deutsche Flugtechnik jedoch indirekt auch auf der »Elta« vertreten. Daß kürzlich eine DFW-Limousine nach Amsterdam flog und sich von dort nicht wieder hat »fortschicken« lassen, kommt dem Gegner ebenso ungelegen, wie unserem Flugwesen gelegen. Vielfach versucht der Gegner im neutralen Auslande ältere Maschinen abzusetzen. Dabei ist es gut, wenn sich recht oft ähnliche »Zwischenfälle« wie derjenige mit der DFW-Limousine in Amsterdam ereignen.

Auf die Möglichkeit des Flugsports wurde bereits eingegangen. Er wird zur Notwendigkeit, wenn man an die Förderung denkt, die bei sehr vorsehend gehandhabter Organisation unser Flugwesen und unsere Zukunft aus ihm ziehen können. Der Flugsport kann uns nicht nur fliegendes Personal mehr als in der Gegenwart erhalten, sondern er kann auch mit dazu beitragen, die jetzt mit den größten Schwierigkeiten kämpfende deutsche Flugzeugindustrie wieder zu beleben. Vor allem wird ein internationaler Flugsport besser als jedes andere Mittel imstande sein, die deutschen Erzeugnisse in das ihnen gebührende Licht zu rücken. Es ist vielleicht bereits ein glückliche Zeichen, wenn kürzlich ein erbeuteter Fokker-DVII unter amerikanischer Führung siegreich aus einem Geschwindigkeits-Wettbewerb hervorging. Bei der so bald als es die Verhältnisse gestatten erforderlichen Organisation des Sportflugwesens kommt es in erster Linie auf tätiges Arbeiten an. Der Ruf der früheren Militärflugzeugführer »Wir wollen wieder fliegen können« ist immer sehnlicher und häufiger anzutreffen.

Um die Zukunft des Luftverkehrs schleicht noch immer und neuerdings wieder lebhafter das Gespenst der Sucht nach Verstaatlichung. So berechtigt ein verstaatlichter Luftverkehr erscheinen kann, wenn er dazu reif ist, so unglücklich hat es sich erwiesen, vorzeitig derartige Experimente zu machen. Der Luftverkehr braucht heutigentags noch einen gewissen Unternehmungsgeist, von dem ein gewisses Risiko nicht zu trennen ist. Diese Verantwortung kann im staatlichen Betrieb niemals übernommen werden. Es gehört mehr als Optimismus dazu, an einen Erfolg eines staatlichen Luftverkehrs schon jetzt in Deutschland zu glauben, wo es selbst im Auslande, in Frankreich, der Postverwaltung nicht gelungen ist, während neun Monaten aus dem staatlichen Luftsport ein Rentabilitätsunternehmen zu machen, und auch die im Auslande vom Staate betriebenen Luftverkehrsunternehmungen nicht frei von den Fesseln aller derartigen Betriebe werden konnten, wohingegen ähnliche Unternehmen im privaten Betriebe sich durchaus als lohnend erwiesen haben. Hier dürfen wir vom Gegner lernen.

Der 300-PS-Selve-Flugmotor.

Vgl. Jahrg. 1919, Heft 15/16, S. 169.

Meine Bemerkung, daß der 300 PS-Selve-Flugmotor durch den Waffenstillstand nicht mehr recht in die Erscheinung treten konnte, bezieht sich insbesondere auf die Verwendung im Riesenflugzeugbau. In C-Flugzeugen ist dieser Motor seit Anfang 1917 in über 300 Exemplaren, namentlich für Rumpler C IV-Aufklärungsflugzeuge, mit bestem Erfolg verwendet worden, darunter auch eine gleiche Bauart von 155 mm Bohrung und 200 mm Hub mit 260 PS Leistung. Kromer.

Bücher-Besprechungen.

Die Helmholtzsche Wirbeltheorie für Ingenieure, bearbeitet von Dr. G. Bauer. München und Berlin 1919, R. Oldenbourg, gr. 8°, VIII und 146 S., 58 Abb. M. 14.—.

Die beiden ersten Teile der vorliegenden Schrift enthalten den Originaltext der auf die Wirbeltheorie bezüglichen Arbeiten von Helmholtz mit Anmerkungen des Verfassers, welche einige dem Ingenieur im allgemeinen weniger geläufige Gedankengänge in anderer Form und ausführlicher darstellen, so daß sie dem Ideenkreis der Ingenieure nähergebracht werden. Der dritte Teil, welcher über die Hälfte des Umfanges umfaßt, enthält verschiedene Sätze, Ableitungen und Darstellungen, die auf die Wirbelbewegung Bezug haben. In den ersten beiden Teilen wird von manchem Ingenieur wahrscheinlich die große Zahl von mathematischen Formeln unliebsam empfunden werden. Es wäre vielleicht mit Rücksicht auf den Leserkreis, an den sich der Verfasser wendet, zweckmäßiger gewesen, in den Anmerkungen noch mehr von der einfachen Raumanschauung auszugehen und dadurch die formelmäßige Ableitung möglichst einzuschränken, selbst wenn darunter die mathematische Strenge etwas gelitten hätte. Im übrigen kommen aber auch jene Leser, welche sich durch das Mathematische abschrecken lassen, im dritten Teil doch noch auf ihre Kosten. Hier sind u. a. an einfachen Beispielen (einzelner gerader Wirbel, mehrere parallele gerade Wirbel, Wirbelring) die Vorgänge rechnerisch und vor allem graphisch dargestellt. Ferner wird in diesem Teile das Vorkommen von Wirbeln in der Wirklichkeit (Windhosen, Rauchringe, Wirbel im Propellerstrahl) an Hand von teilweise sehr schönen photographischen Aufnahmen gezeigt. Bei der großen Bedeutung, welche die Theorie der Wirbelbewegung bei aerodynamischen Problemen (Tragflügel- und Schraubentheorie) gewonnen hat, wird das Studium der Bauerschen Bearbeitung allen zu empfehlen sein, welche sich mit derartigen Dingen beschäftigen. Betz.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40, pt. — Fernsprecher: Amt Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Prof. Dr. Georg Hamel, Berlin W. 30, Eisenacherstraße 35.

Korv.-Kap. Berthold, Berlin, Rüdesheimerplatz 5.

Dipl.-Ing. W. Salzer, München, Destouchestr. 38.

Außerordentliche Mitglieder:

Preuß. Aeronautisches Observatorium, Lindenberg, Kreis Beeskow.

2. Adressenänderungen:

Direktor Poppe, Dresden, Winkelmannstr. 2.

Karl Götte, Nikolassee b. Berlin, Paul Krausestr. 5.

3. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Das Mitglied des geschäftsführenden Vorstandes, Herr Professor Dr. Ludwig Prandtl, ist von der Technischen Hochschule Danzig in Anerkennung seiner Verdienste um die technische Elastizitätslehre und um die Flugtechnik zum Dr.-Ing. e. h. ernannt worden.

Unser Vorstandsmitglied, Herr Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann, ist zum Geheimen Regierungsrat und Vortragenden Rat im Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen ernannt worden.

4. Verstorben:

Geheimrat Prof. Dr. Voigt, Göttingen.

Die Geschäftsstelle.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Wettbewerbe.

Der Vorsitzende des Wettbewerbs-Ausschusses des **3. amerikanischen Luftfahrt-Kongresses** (Havanna, 21. Februar bis 1. März 1920) veröffentlicht folgende Preisausschreiben für Wettbewerbe, welche während des Kongresses abgehalten werden sollen:

Internationale Flug-Konkurrenz.

1. Flug ohne Unterbrechung von irgendeinem Punkt der Ver. Staaten nach Havanna, zwischen dem 15. bis 21. Februar.

1. Preis 2500 Dollar,
2. » 1500 »
3. » 1000 »
4. » 500 »

2. Unabhängiges kubanisches Tagesrennen. Von Havanna nach Cienfregos (rd. 450 km) und zurück.

1. Preis 2500 Dollar,
2. » 1000 »
3. » 500 »

3. Internationales Wasserflugzeug-Rennen. Offen für Flugboote und. Wasserflugzeuge. Flugstrecke: Havanna-Key West (rd. 100 km) und zurück.

1. Preis 2000 Dollar,
2. » 1000 »
3. » 500 »

4. Morro Castle — Oriental Park. Täglicher Flugzeug-Geschwindigkeits- und Geschicklichkeits-Wettbewerb. Die besten täglich aufgestellten Leistungen bei einem Wettbewerb, bestehend aus zwei Flügen (zu je 50 km). Flugstrecke: Oriental Park Race Track — Morro Castle (Umfliegen desselben) — Oriental Park. Tägliche Preise:

1. Preis 500 Dollar,
2. » 250 »
3. » 100 »
4. » 50 »

5. Allgemeiner Tüchtigkeits-Wettbewerb für: a) schnellen Aufstieg, b) Höhe, c) Manövrieren und langsames Landen.

1. Preis 1000 Dollar,
2. » 750 »
3. » 500 »
4. » 250 »

Die amerikanische Luftliga hat einen Preis gestiftet (Pan-American-Trophy); weitere Preisstiftungen werden demnächst veröffentlicht. (»The Aeroplane«, Nr. 1, 7. Januar 1920.) ND. **6.**

Höchstleistungen.

Als **deutscher Höhenrekord** mit einem Fluggast wird anerkannt die Leistung des Flugzeugführers Leutn. a. D. stud. mach. Martens auf einem Hawa F. 6 84-Flugzeug am 22. Oktober 1919 für die Höhe von **8,43 km** über See nach den Bestimmungen der Fédération Aéronautique Internationale, also ohne Berücksichtigung der Temperatur; mit dieser **7,96 km.** (Mitteilung der Deutschen Luftsport-Kommission, 29. Januar 1920.) ND. **5.**

Weltrekorde. Auf der Konferenz in Brüssel wurde beschlossen, daß vom 1. Januar 1920 folgende Rekorde eingetragen werden:

1. Dauerrekorde mit Rückkehr zum Startplatz.
2. Entfernungsrekorde mit Rückkehr zum Startplatz.
3. Höhenrekorde mit Rückkehr zum Startplatz.

Wertung der Höhenrekorde:

Die erreichte Höhe wird durch den Barometerdruck gemessen gemäß nachfolgender Formel:

$$z = 5\,(3{,}064 + 1{,}73\,P - 0{,}0011\,P^2)\log\frac{760}{P}.$$

Diese Formel muß in allen Ländern, die der F. A. I. angehören, berücksichtigt werden.

Der Druckablesung ist zugrunde zu legen die Eichung des Meßinstruments unter einer Luftpumpe in einem amtlichen Laboratorium unter Verantwortung des Klubs. Eine Bescheinigung dieser Eichung muß dem Bewerbungsschreiben beigefügt werden. Beim Start des Flugzeuges soll das Instrument auf 760 mm Druck eingestellt sein.

Die erreichte Höhe wird bestimmt auf Grund der Formel, wie immer auch die Höhenlage des Startpunktes und der Druck an diesem zur Zeit der Leistung war.

Die bei dem ersten Versuch, die gegenwärtigen Rekorde zu schlagen, erreichte Höhe muß folgendermaßen ausgerechnet werden:

a) Gemäß der obenerwähnten Methode, wobei die Überbietung 150 m betragen muß.

b) Gemäß den gegenwärtigen Vorschriften, woraus die Zahl, die dem Bewerber anzuerkennen ist, sich ergibt.

Höhenrekorde können nur mit mindestens 100 m geschlagen werden.

4. Geschwindigkeitsrekorde:

a) Schnelligkeit über eine gegebene Entfernung. Größte Geschwindigkeit über 100 km, 200 km, 500 km und 1000 km und dann je 500 km weiter mit Rückkehr zum Startpunkt.

b) Größte Schnelligkeit. Die Schnelligkeit wird gemessen auf einer geraden Linie von 1 km, die zweimal überflogen werden muß, einmal nach jeder Richtung in einem einfachen Flug in höchstens 50 m Höhe. Dies muß über 500 m, ehe es in das Rennen eintritt, die Höhe des Flugzeuges sein. Als größte Geschwindigkeit wird angesehen der Geschwindigkeitsdurchschnitt ohne jede Berichtigung.

Der Rekord für größte Geschwindigkeit muß mit mindestens 4 km in der Stunde überboten werden.

Die Zeiten sind auf einer Strecke von 1 km Länge mit Anlaufstrecken von 0,5 km Länge im Hin- und Rückflug zu nehmen.

5. Rekorde für beförderte Nutzlast ausschl. des Piloten (Flugdauer, Entfernung, Höhe), und zwar für 250 kg, 500, 1000, 1500, 2000 kg und dann weiter um je 1000 kg.

Die in der Zeit vom 1. August 1914 bis 31. Dezember 1919 aufgestellten Rekorde werden nur als Rekorde innerhalb des eigenen Landes betrachtet, so daß der Höhenrekord Casales nicht als Weltrekord gewertet wird.

Anderseits hören die von Deutschland und Österreich aufgestellten Rekorde auf, auf der Liste der Weltrekorde verzeichnet zu stehen. Das ist ziemlich spitzfindig, denn es ist klar, daß an dem Tage, an dem Deutschland und Österreich zur Gesellschaft der Nationen und weiter zur F. A. I. zugelassen werden, auch ihre Rekorde nicht als vergessen betrachtet werden können.

Wenn man von vorstehenden Ausnahmen absieht, werden augenblicklich folgende Weltrekorde gehalten:

Dauerweltrekord: Böhm (11. 7. 14): 24 Std. 8 Min.

Entfernungsweltrekord: Augustin Seguin (13. 10. 13): 1021,200 km.

Höhenrekord: Casale (14. 6. 19): 9520 m.

Schnelligkeitsweltrekord über eine Strecke von:

a) 100 km: Prevost (29. 9. 13): 29 Min. 40 Sek.
b) 200 km: Sadi-Lecointe (2. 9. 19): 84 Min. 8 Sek.
c) 500 km: Gilbert (30. 12. 12): 4 Std. 54 Min. 6 Sek.
d) 1000 km: Fourny (11. 9. 12): 13 Std. 1 Min. 12 Sek.

Die Höchstschnelligkeitsrekorde über eine Strecke von 1 km und die Rekorde bezüglich beförderter Nutzlast müssen erst aufgestellt werden. (»L'Auto«, Paris, 16. Januar 1920, und »The Aeroplane«, London, 21. Januar 1920.) ND. **5.**

Amerika.

Übersichtstabelle der den amerikanischen Fliegern während des Jahres 1918 im amerikanischen, britischen, französischen und italienischen Heer zugestoßenen **Unfälle.**

	Kriegsunfälle					Andere Unfälle		
1918 Monat	Im Kampf gefallen	Im Kampf verwund.	Vermißt	Gefangen	Interniert	Getötet d. Flugunfall	Verletzt d. Flugunfall	Insgesamt
März	3	0	0	0	0	1	0	4
April	3	0	1	0	0	2	1	8
Mai	17	4	1	4	0	5	2	33
Juni	22	13	4	9	1	10	7	66
Juli	45	28	7	37	1	12	9	139
August	73	46	11	56	1	19	13	219
September	146	82	26	105	3	27	18	407
Oktober	196	118	27	129	3	42	23	538
1.—11. Nov.	208	130	28	145	3	45	25	584

(»The Aeroplane«, Nr. 2, 14. Januar 1920.) ND. **6.**



Britisches Reich.

Das Institut für Luftfahrzeug-Ingenieure, das 1919 gegründet wurde, um »die Wissenschaft, Kunst und Praxis des aeronautischen Maschinenbaus (aeronautical engineering) zu fördern«, hielt am 16. Januar eine Zusammenkunft ab.

Professor Bryan begann seine Ausführungen, indem er die Hoffnung aussprach, daß keinerlei Verdacht vorliege, das Institut wolle der Kgl. Luftfahrt-Gesellschaft (Royal Aeronautical Society) Konkurrenz machen. Die Erfahrung hat bereits gelehrt, daß die beiden Unternehmen Hand in Hand wirken können, um der gemeinsamen Sache zu dienen.

Das Institut muß bestrebt sein, mehr im technischen als im theoretischen Sinne zu arbeiten, mehr Forscher als Erfinder zu sein und sich mehr mit praktischer Ausführung als mit Prinzipienfragen zu befassen.

Weiter sprach der Redner von den Schwierigkeiten, die er gehabt in bezug auf die Hinzuziehung geeigneter Mathematiker, welche sich zugleich für Luftfahrt-Probleme interessierten, sowie von seinen Neuforschungen auf dem Gebiet der Luftfahrt. (»Flight«, Nr. 578, 22. Jan. 1920.) ND. 6.

Kürzlich ist das Buch: **»Die Friedensluftfahrt und das Gesetz«** (Aircraft in Peace and the Law) von Dr. Spaight erschienen.

Der Verfasser behandelt im besonderen den Inhalt der internationalen Konvention für Luftfahrt, deren genauen Wortlaut er als Anhang seines Buches bringt.

Bei dem reichen Stoff der angeschnittenen Fragen erscheint die knappe Fassung des kleinen Buches nicht sonderlich glücklich gewählt. Dr. Spaights Behandlung der Konvention ist für einen Juristen zu oberflächlich und für einen Laien zu weitschweifig. (Auszug aus »Manchester Quardian«, Manchester, 3. Januar 1920.) ND. 6.

Dänemark.

Ein Schraubenflugzeug, von dem dänischen Flieger Ellehammer gebaut, hat vor Augenzeugen im September/Oktober 1912 (?) einen Aufstieg unternommen.

Es besteht aus zwei kreisförmigen Tragdecken, die übereinander angebracht sind und sich im entgegengesetzten Sinne drehen. Auf dem Umfang der unteren Tragfläche sind 12 kleine Flügel in Luftschraubenform als Angriffspunkte für die Luft verteilt. Für den senkrechten Aufstieg ist die Anordnung vertikal, zum horizontalen Flug wird sie wagrecht nach vorn eingestellt. Die Einrichtung ist mit einem selbsttätigen Stabilisator ausgestattet. Außerdem hat der Apparat Steuerruder, Fahrgestell und Schwanzsporn. Als Motor wird ein 50 PS-6 Zyl.-Ellehammer verwandt, der weniger als 1 kg/PS wiegt.

Das Schraubenflugzeug wiegt 300 kg, die Tragfläche beträgt 39 m².

Ellehammer baut unter Mitwirkung von Amerikanern einen neuen Apparat. Er hatte die Absicht, sich um den Michelin-Preis zu bewerben, mußte aber davon Abstand nehmen, da der Preis nur für Franzosen vorgesehen ist. (Auszug aus »L'Auto«, Paris, 23. Januar 1920.) ND. 6.

Deutschland.

»Made in Germany«. Einer Meldung des »Daily Express« zufolge tut Deutschland sein möglichstes, die Luftfahrzeug-Industrie ihrem Ende zuzuführen.

In Warschau sind kürzlich zwei deutsche Passagier-Flugzeuge in der Luft in Stücke gegangen, wobei sämtliche Insassen getötet wurden.

In Dänemark sind im Laufe von wenigen Wochen nicht weniger als fünf deutsche Zweisitzer aus verschiedenen Höhen abgestürzt.

In Holland fing ein Rumpler-Zweisitzer in der Luft Feuer und stürzte ab.

Es scheint also das Bestreben der deutschen Regierung darauf gerichtet zu sein, sich ihres Überflusses an Apparaten so schnell als möglich zu entledigen. Große Mengen an Flugzeugen werden zu Schleuderpreisen nach Skandinavien, Holland und der Schweiz verkauft. Es soll möglich sein, ein Rumpler-Flugzeug mit Motor für 40 Pfd. Sterl. zu erwerben.

Alle diese Unfälle sind natürlich wegen des schlechten Lichtes, das auf die Zivil-Luftfahrt fällt, bedauerlich, man kann jedoch anderseits nicht umhin, eine gewisse Genugtuung über Deutschlands Mißerfolge zu verspüren. Noch einige Abstürze mehr und die altbekannte verächtliche Bezeichnung: »Made in Germany« wird sich auch auf die deutschen Luftfahrzeuge anwenden lassen.

Dann werden unsere neutralen Freunde vielleicht die Anschaffung deutscher Apparate vermeiden und sich an England halten. Sie werden es aber nicht eher tun, als bis die britische Flugzeug-Industrie eine vernünftige und umfassende Propaganda treibt. (. . . . und im Hintergrunde lauert die Angst vor dem deutschen Fabrikat! Die Schriftl.) (»Flight«, Nr. 578, 22. Januar 1920.) ND. 6.

Ausstellungs- und Messe-Amt der deutschen Industrie. Der neue Vorstand der ständigen Ausstellungs-Kommission, der nach seiner Erweiterung die zentrale Vertretung der gesamten deutschen Industrie in Ausstellungs- und Messe-Angelegenheiten darstellt und durch ständige Vertreter auch die übrigen beteiligten Interessengruppen, namentlich den Handel und die kommunalen Kreise, umfaßt, trat gestern zu seiner ersten Sitzung zusammen. Zum Präsidenten wurde Geh. Reg.-Rat Prof. Dr. Ing. Busley wiedergewählt; der Platz des ersten stellvertretenden Präsidenten wurde Herrn Dr. Ing. Kurt Sorge, Vorsitzenden des Präsidiums des Reichsverbandes der deutschen Industrie, übertragen; zweiter stellvertretender Präsident bleibt Herr Dr. Stresemann.

Um die noch immer über die Tätigkeit der Kommission bestehenden Unklarheiten endgültig zu beheben und deutlich zum Ausdruck zu bringen, daß das Arbeitsgebiet der Kommission sich auf das gesamte in- und ausländische Ausstellungs- und Messewesen erstreckt, wurde die Abänderung des Namens in Ausstellungs- und Messe-Amt der deutschen Industrie beschlossen.

Der bereits früher bekannt gegebenen Anregung, betreffend Einberufung einer Reichsmesse-Konferenz, wurde zugestimmt; die Konferenz soll auf Mittwoch, den 18. Februar 1920 nach Berlin (Sitzungssaal des Vereins deutscher Ingenieure) einberufen werden. Gemäß der Aufgabe der Konferenz, die strittigen Fragen — ob Einheitsmesse in Leipzig, ob Gliederung in einer Anzahl von Fachmessen oder Nebeneinander einer größeren Anzahl von Allgemeinmessen — zu klären, sollen außer dem Vorstand der Kommission und den in Frage kommenden Reichs- und Landesbehörden auch die unmittelbar beteiligten zentralen Verbände der Industrie und des Handels, die größeren Stadtverwaltungen und Handelskammern, die Messeleitungen selbst und andere Körperschaften eingeladen werden, die nach ihrem Arbeitsgebiet hierfür in Betracht kommen. Nachdem auf Grund der Referate und der anschließenden Erörterung die einschlägigen Fragen genügend geklärt sein werden, wird der Gesamtvorstand des Ausstellungs- und Messe-Amtes der deutschen Industrie in unmittelbarem Anschluß an die Konferenz zusammentreten, um die entscheidenden Beschlüsse für eine planmäßige und durchgreifende Meßpolitik der Zukunft zu fassen. (Brief der Ständigen Ausstellungskommission für die deutsche Industrie vom 24. Januar 1920.) ND. 5.

Holland.

Die **militärischen Flugplätze in Soesterberg** und **Schephal** sind jetzt dem Zivilverkehr übergeben. Jedes Flugzeug (auch ausländische) haben Landungserlaubnis und können ihre Apparate für 5 Gulden die Nacht in den Schuppen unterstellen und für 2½ Gulden im Freien stehen lassen. Öl und Benzin ist erhältlich, auch können Reparaturen ausgeführt werden.

In Zukunft muß jeder Militärflieger in Holland einen Fallschirm mit sich führen. Nach kürzlich angestellten befriedigenden Resultaten mit dem deutschen Heinecke-Fallschirm wurde beschlossen, 60 dieser Apparate zu kaufen.

Da zwischen Deutschland und Holland die telegraphische Verbindung sehr schlecht ist, soll ein Luftdienst zwischen Soesterberg und Deutschland eingerichtet werden. Die mit Flugzeug eingetroffenen Telegramme werden von Soesterberg mit Motorrädern weiterbefördert. (»The Aeroplane«, Nr. 2, 14. Januar 1920.) ND. 6.

Schweiz.

Regelung des Luftverkehrs. Der Bundesrat hat eine Verordnung ausgearbeitet, welche den Schweizer Luftverkehr betrifft und am 1. April in Kraft treten soll.

Im Frieden ist der Verkehr für alle in der Schweiz eingetragenen Flugzeuge oder für solche anderer Staaten frei, mit denen internationale Abkommen bestehen. Jedoch ist der Bundesrat oder das von diesem einzusetzende Luftamt berechtigt, bestimmte Zonen zu verschließen und die Flugstrecken und Landungsplätze festzusetzen. Ausländische Flugzeuge haben zu landen, wenn ihnen solches durch Signal mitgeteilt wird, und jedes Flugzeug (Schweizer oder ausländisches), welches Schweizer Gebiet überfliegt, muß entweder in der Schweiz oder im Ausland eingetragen sein. In der Schweiz können nur Apparate Schweizer Untertanen eingetragen werden.

Flugzeuge, deren Führer zum Flug über Schweizer Gebiet nicht berechtigt sind, haben auf bestimmten Flugplätzen zu landen und werden dort zurückgehalten, bis ihre Führer die Erlaubnis zum Weiterflug erhalten. Kein Apparat darf ohne besondere Genehmigung F. T.-Apparate an Bord führen. (»The Times«, 31. Januar 1920.) ND. 6.

Skandinavien.

Die nordische offizielle Luftverkehrskonferenz, die dieser Tage in Anwesenheit der Regierungsvertreter von Dänemark, Schweden, Norwegen und Finnland in Kopenhagen abgehalten wurde, hat ihre Sitzungen abgeschlossen. Sie nahm ein **nordisches Luftverkehrs-Reglement** an und beschloß, der Internationalen Luftverkehrs-Konvention nicht beizutreten, die von den Ententeländern ausgearbeitet ist und ihren Mitgliedern verbietet, deutsches Gebiet zu überfliegen. (»Berliner Lokal-Anzeiger«, Berlin, 2. Februar 1920.) ND.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbeschreibung. Die Entwicklung des deutschen Riesenflugzeugbaues während des Krieges. (Fortsetzung, vgl. S. 45.) Die Deutschen Flugzeug-Werke in Leipzig haben den R-Flugzeugbau im September 1915 mit einem Flugzeug mit zentraler Motorenanlage und zwischen den Flügeln angeordneten Luftschrauben begonnen. Die vier achtzylindrigen 220 PS-Mercedes-Motoren waren im Rumpf seitlich und übereinander gelagert und mit je einer Schraube von 900 Umdr./min gekuppelt; im allgemeinen bildete jeder Motor mit Getriebe, Übertragungswelle und Schraubengetriebe mit Schraube eine unabhängige, geschlossene Gruppe. Bei dem Abnahmeflug mit 6,8 t Leer- und 9,4 t Vollgewicht, also 51,7 kg/m² Flächenbelastung und 10,7 kg/PS Leistungsbelastung erreichte das Flugzeug 1 km in 10 min, 2 km in 25 min und 3,3 km in 53 min, eine Höchstgeschwindigkeit von rd. 120 km/h und 2½ h Flugdauer.

In der Folge stellten sich wiederholt Kurbelwellenbrüche bei den Motoren ein, die auf die Länge der Motoren oder den Motoreneinbau zurückgeführt werden konnten. Es wurden dann stärkere, durch Streben abgestützte Motorträger eingezogen und die Übertragungswellen mit Knochengelenken versehen, wodurch das Schwingen der Wellen beseitigt werden sollte. Nach diesen Änderungen hat sich das Flugzeug frontfähig erwiesen und nach Frontberichten sogar mit zwei Motoren sehr gut fliegen können.

Anfang 1917 wurde der Bau eines größeren Flugzeuges in Angriff genommen, das vier 260 PS-Sechszylinder-Mercedes-Motoren erhalten und 3,4 t Nutzlast aufnehmen sollte. Die bisherige Anordnung von Motoren und Schrauben wurde beibehalten, die Abmessungen aber wesentlich vergrößert. Spannweite 35 m, Gesamthöhe 6,5 m, Gesamtlänge 21 m, Flügelfläche 265 m², Anzahl der Fahrgäste 15, Bemannung: 2 Motorwärter, 2 Führer und 1 Kommandant. Bei den Probeflügen, die schon Ende August begannen, machten besonders die langen Wellen, da sie in starke Schwingungen gerieten, mit 3000 Umdr./min Schwierigkeiten. Dem wurde durch Schutzrohre einigermaßen abgeholfen.

Bei 8,6 t Leergewicht und rd. 12 t Vollgewicht ergaben sich für diese Bauart 11,5 kg/PS Leistungsbelastung und 45 kg/m² Flächenbelastung. — A. Baumann. Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure, Bd. 64, 31. Januar 1920, S. 112/16 (8 Sp., 9 Lichtb., 2 Zeichn.) Hr. TF. **5.**

Flugzeugbeschreibung. Die »BAT«-Flugzeuge der British Aerial Transport-Gesellschaft m. b. H., ein mittelstarkes Schulflugzeug (24), ein kleiner Renn-Einsitzer (25), ein wenig größerer Sport-Einsitzer-Doppeldecker (27) und ein großer Verkehrs-Doppeldecker für Personen und Güter (26).

Musterbezeichnung	FK 24 »Baboon«	FK 25 »Basilisk«	FK 26 Verkehr	FK 27 Sport	FK 28 »Crow«
Motorfirma	ABC	ABC	Vgl. „Flight" vom 17. April 19	ABC	ABC
Motorart	»Wasp I«	»Dragonfly«		»Wasp II«	»Gnat«
Motorleistung, PS	170	320		200	40
Spannweite, m	7,6	7,7	14,0	7.9 bzw. 7,0	4,6
Flügeltiefe, m	1,70	1.38	1,98	1,70 bzw. 0,91	—
Flügelabstand, m	1,43	—	1,98	1,30	Eindecker
Tragfläche, m²	24,1	19,7	53,9	18,6	—
Länge über alles, m	6,9	6,2	10,5	6,3	4,3
Vollgewicht, t	0,61	0,92	2,05	0,67	—
Nutzlast, t	0,18	0,17	0,45	0,18	—
Geschwindigkeit, km/h	61/137	79/247	76/196	76/206	—
Steiggeschwindigkeit, min bis 1,5 km	5	2	4	3	—
bis 4,6 km	—	9½	19	15	—
Zahl der Sitze	2	1	—	2	1
Kennzeichnung und Zweck	Schul-Flugzeug, Fahrgestell mit großer Spurweite	Renn-Einsitzer, zuerst als Kampfflugzeug gebaut	Personen- und Güterbeförderung	Sport, ziemlich klein, die Sitze nebeneinander	Verspannungsloser Zwerg-Eindecker, leicht auseinanderzunehmen, das »Motorrad der Luft«

»Flight«. Bd. 12. 1. Januar 1920, S. 18/19 (4 Sp., 1 Abb.) E. TF. **5.**

Luftschraubenberechnung. Kritik der Schraubentheorie von Riach (vgl. S. 45). Wenn man eine Schraube wirklich in einer Viertelstunde berechnen kann, wird der Lehrjunge das übernehmen können. Die ungenaue Annahme gleichbleibenden Fortschrittswinkels rechtfertigt nicht die viele Mathematik und führt zu Widersprüchen. Der errechnete Wirkungsgrad, 85,5 vH, ist zu hoch; er wird sogleich geringer, wenn man den Einfluß der Nabenhaube berücksichtigt. — Aircraft Engineering. Bd. 1. Januar 1920, S. 27 (1 Sp., o. Abb.). E. TF. **6.**

Luftschraubenprüfung. Die Luftschraubenprüfanlage auf dem McCook-Feld (Luftstreitkräfte der Vereinigten Staaten) besteht aus 4 Sprague-Dynamometern in einer Reihe und einem 1000 kW-Westinghouse-Stromerzeuger. Die Motoren können vorübergehend mit 300 PS, dauernd mit 200 PS laufen. Die Anlage gewährt großen Drehzahlbereich, genaue Einstellung und Ablesung. Auch Schleuderproben und Versuche mit Verstellschrauben, Stahl- und Micarta-Bakelite-Schrauben haben stattgefunden. — Caldwell. Nach »Aerial Age« vom 22. Dezember 1919 (mit Abbildungen der Meßgeräte und Kurven der Ergebnisse), berichtet von »Aircraft Engineering«. Bd. 1. Januar 1920, S. 28 (½ Sp., o. Abb.). E. TF. **6.**

Materialkunde. Die Anwendung der Baustoffe des Liberty-Motors in der Kraftfahrzeug-Industrie (Application of Liberty engine materials to the automotive industry). Die im Bau des Liberty-Flugmotors verwendeten Stahlarten werden unterschieden in:

1. Kohlenstoffstahl für Schraubenautomaten und gehärtete Teile, wie Schwinghebel und Stößelrollen. Diese Teile werden, nachdem sie bei 900 bis 930° C geglüht sind, in Wasser abgeschreckt und sodann nochmals einer Oberflächenhärtung durch Abschrecken in Wasser bei 750 bis 775° C unterworfen. Dadurch soll die Bildung eines fasrigen Gefüges begünstigt werden, das die Teile gegen Stoßbeanspruchungen widerstandsfähiger macht. Bei den Steuerwellen ist allerdings dieses Verfahren nicht zulässig, da sie sich zu sehr verziehen. Diese muß man von der oberen Glühtemperatur zunächst langsam abkühlen und dann durch Abschrecken bei 750 bis 775° C härten. Schwierigkeiten bereitet die Erzielung einer gleichmäßigen Härtung; diese werden mitunter durch ungenügenden Umlauf des Wassers in den Tauchgefäßen noch gesteigert. Ferner muß man darauf achten, daß die harte Schicht beim späteren Schleifen auf allen Seiten gleichmäßig abgenommen wird.

2. Schmiedeteile und Preßteile aus Kohlenstoffstahl werden zweckmäßig nach dem Schmieden auf 850 bis 880° C erhitzt, um das Gefüge zu verfeinern, in Wasser abgeschreckt und sodann auf 550 bis 600° C angelassen und an der Luft abgekühlt, wodurch man harte Stellen vermeiden kann. Der Kohlenstoffgehalt soll nicht unter 0,25% betragen, weil sonst die Gefahr der Bildung von harten Stellen erhöht wird. Von wichtigen Schmiedeteilen dieser Art sind insbesondere die Zylinder und die Teile der Luftschraubennabe zu erwähnen, für diese war nach der Wärmebehandlung eine Mindeststreckgrenze von 49 kg/mm² bei 217 bis 255 Brinell-Härte vorgeschrieben.

3. Für hochbeanspruchte Teile, wie Pleuelstangenbolzen, Hauptlagerbolzen, Luftschraubennabenkeile, waren entweder Chromnickelstahl von 1 bis 1,5 vH Nickel- und 0,45 bis 0,75 vH Chromgehalt oder Chromvanadiumstahl von 0,8 bis 1,1 vH Chrom- und mindestens 0,15 vH Vanadiumgehalt vorgeschrieben, deren Streckgrenze nach abgeschlossener Warmbehandlung 70 kg/mm² betragen mußte. Da sich bei diesen Teilen wegen der genau passenden Gewindelehren Schwierigkeiten herausstellten, weil die fertigen Teile noch einer Vergütung unterworfen wurden, bei der sie sich verzogen, so wurden später hierfür fertig vergütete, blank gewalzte Stangen benützt.

4. Für Zahnräder waren ebenfalls ein Chromnickelstahl oder ein Chromvanadiumstahl zur Wahl gestellt. Die Warmbehandlung erfolgte hierbei in erster Reihe mit dem Ziele, Bruch durch Stoßbeanspruchungen zu verhindern, während auf die Verhinderung schneller Abnützung aus Rücksicht auf die ohnedies verhältnismäßig geringe Lebensdauer des Flugmotors weniger Gewicht gelegt wurde.

5. Der Stahl für Pleuelstangen, der ebenfalls entweder ein Chromnickelstahl oder ein Chromvanadiumstahl sein durfte, mußte nach Abschluß des Vergütungsverfahrens mindestens 73,5 kg/mm² Streckgrenze erreichen. Beim Schmieden mußte man besonders sorgfältig darauf achten, daß die Stücke nicht durch übermäßiges Erhitzen verbrannt wurden, wozu insbesondere die gegabelten Stangen leicht neigen. Zum Schutz hiergegen wurden an jede Stange Prüflappen angeschmiedet, die nach beendigter Vergütung abgeschnitten und genau auf das Gefüge hin untersucht wurden. Natürlich wurden diese Prüfstücke an denjenigen Stellen angeordnet, welche dem Verbrennen am leichtesten ausgesetzt sind.

Besonders wichtig ist es, bei allen derartigen Teilen scharf einspringende Ecken zu vermeiden, weil an diesen Stellen immer Risse infolge von Ermüdungserscheinungen ihren Ausgang nehmen können. Auch bei den Pleuelstangen hat man diese Erfahrung gemacht, und zwar an den Eindrehungen, die zum Versenken der Bolzenköpfe bestimmt sind, denn an dieser Stelle ist der Kopf bei dem ersten Dauerlauf des Motors abgerissen.

6. Der höchst beanspruchte Teil des Motors, die Kurbelwelle, wurde mit entsprechender Sorgfalt behandelt. Es wurde dafür ausschließlich Chromnickelstahl von 1,75 bis 2,25 vH Nickel- und 0,7 bis 0,9 vH Chromgehalt und 81,2 kg/mm² Streckgrenze bei einer Brinellhärte von 266 bis 321 vorgeschrieben und bei der Wärmebehandlung gefordert, daß die Welle beim letzten Abschrecken nicht unter 265° C abgekühlt wurde, um Rißbildung zu vermeiden. Mit jeder Welle wurde ein Probestück geschmiedet, aus dem im Innern ein Probestab für Zerreißversuche geschnitten wurde. Auch bei dem nachträglichen Richten durfte nicht unter der Temperatur von 265° C gearbeitet werden, sonst mußte das Stück neu vergütet werden. Besonders geachtet wurde auch darauf, daß die Wellen keine erheblichen Werkzeugspuren aufwiesen, die zur Rißbildung Anlaß geben konnten.

Sehr wichtig sind ferner die Haarrisse, als deren Ursache Einschlüsse von Mangansulfid festgestellt wurden. Nach Erfahrungen mit den Kurbelwellen von 20 000 Flugmotoren sind diese Haarrisse verhältnismäßig ungefährlich, so lange sie nicht an Hohlkehlen auftreten. Etwa die Hälfte aller Wellen soll solche Risse gehabt haben. Man hat außerdem den Chrom- und Nickelgehalt des Kurbelwellenstahles möglichst niedrig gehalten, weil hochhaltige Stähle leichter zu Haarrissen neigen.

Endlich hat sich bei der Prüfung des Kurbelwellenstahles ergeben, daß der Wert der Kerbschlagproben für die Beurteilung der Widerstandsfähigkeit des Stahles gegen Stoßbeanspruchungen nicht zu hoch veranschlagt werden darf, da sich Wellen mit weit verschiedenen Ergebnissen der Kerbschlagproben im Betriebe gleich gut bewährt haben. Immerhin hat die Kerbschlagprobe Blaubrüchigkeit des Stahles verraten, die zwischen 200 und 600° C auftreten kann und bei Stahl aus der Bessemerbirne leichter vorkommt als bei Siemens-Martin-Stahl. Zum Vermeiden der Blaubrüchigkeit wurden schließlich sämtliche Stücke nach dem Schmieden wieder auf die Anlaßtemperatur erwärmt und in Wasser abgekühlt. (Schließlich teilt der Verfasser noch ausführliche Angaben über Stahl für Kolbenbolzen und die Herstellung der Weißmetall-Lagerschalen mit und macht beachtenswerte Vorschläge für die Auswahl von Stählen für Kraftwagenteile.) — Harold F. Wood. »American Machinist«. Bd. 51. 17. Januar 1920, S. 557/62 (12 Sp., o. Abb.). Hr. TF. **6.**

Meßgerätebeschreibung. Der leuchtende Kreisel-Neigungsmesser von Bonneau, Le Prieur & Derrien, aus einem Kreisel, von dessen spiegelnder Oberfläche ein Lichtstrahl auf eine durchsichtige Kugelschale mit Netzteilung geworfen wird und die wahre Neigung anzeigen soll. Da das Gehäuse durch ein Venturirohr leergesaugt wird, tritt durch zwei Düsen Luft ein und treibt den Kreisel mittels der eingefrästen Schaufeln. — »Aircraft Engineering«. Bd. 1, Januar 1920, S. 9 (½ Sp., 1 Abb.). Auch »Flugsport«. Bd. 12, 6. Februar 1920, S. 53/54 (1 Sp., 3 Abb.). E. TF. **6.**

Motorbau. Der Hispano-Suiza-Flugmotor V. (Der vierte Teil der Beschreibung im Heft vom 22. November 1919 behandelt das Einformen der Zylinder, das Ausrichten der Kerne von Bohrung, Kühlmäntel, Ein- und Auslaßstutzen.) Das Gießen der Aluminiumkolben in Gußeisenformen hat die Erzeugung auf 1000 Stück in 10 h für eine Belegschaft von 4 Mann gesteigert. Jede Form hält mehrere tausend Güsse aus. Die Gußstücke werden mit Bandsägen geputzt. Nach dem Verfahren können in 10 h von 7 Mann 28 Kurbelgehäuse erzeugt werden. Die Teile werden genau besichtigt und auf Luft- und Wasserdichtigkeit geprüft, indem man sie unter Druck setzt und dabei in Wasser taucht bzw. mit kaltem oder heißem Wasser füllt und unter Druck setzt. — Isenberg. »American Machinist.« Bd. 51, 3. Januar 1920, S. 515/519 (8½ Sp., 16 Lichtbilder von Gußteilen, Meßwerkzeugen, Dichtigkeitsprüfvorrichtungen usw.). E. TF. **6.**

Motorbeschreibung. Englische Flugmotoren.

Die Sunbeam Motor Co., Ltd. bringt vier wassergekühlte Motoren auf den Markt. Die Gemischbildung erfolgt durch Claudel-Hobson-Vergaser, die Zündung durch Hochspannungs-Magnete.

Der 100 PS-»Dyak« hat sechs Aluminiumguß-Zylinder aus einem Stück. Der Vergaser, B. Z. S. 38, wird durch Fallbehälter gespeist. Das Anwerfen erfolgt von Hand.

Der 300 PS-»Manitou« hat 12 Zylinder, davon je 3 in einem Stück gegossen, 2 Einlaß- und 2 Auslaßventile, Zahnradgetriebe, Fallbehälter für 2 H. C. 7 - Vergaser, 2 B. T. H. A. V. 12 - Magnete. Das Anwerfen erfolgt elektrisch und von Hand.

Der 400 PS-»Matabele«, ähnlich dem vorigen, hat Zahnraduntersetzung 1,63 : 1, 2 H. C. 7 - Vergaser für Falltank-Zündung durch 4 P. M. 6 - Magnete. Anwerfen durch Preßluft oder von Hand.

Der 800 PS-»Sikh« hat 12 einzelne Stahlzylinder, die mit einer einzigen zentralen Nockenwelle gesteuert werden, mit je 3 Einlaß- und 3 Auslaßventilen, achtfach gelagerte hohle Kurbelwelle, Zahnraduntersetzung 1,526 : 1, 4 Sunbeam-Vergaser, 2 an jedem Ende des Motors, Zündung durch 4 Zwölfzylinder-Magnete mit Vernier-Kupplung. Anwerfen elektrisch und von Hand.

Name	Leistung PS	Bohrung mm	Hub mm	Gesamt-Hubraum l	Betriebsdrehzahl Uml/min	Brennstoffverbrauch l/PSh	Gewicht ohne Wasser und Öl kg
Dyak	100	120	130	8,82	1200	0,306	177
Manitou	300	110	135	15,40	2000	0,306	372
Matabele	400	122	160	22,43	2000	0,306	454
Sikh	800	180	210	64,11	1400	0,289	885

D. Napier and Son, Ltd., sind mit ihrem W-förmigen Flugmotor zu spät herausgekommen.

Er leistet 450 PS bei 2000 Umdr./min, die bis auf 1320 gedrosselt werden können. Die 12 Stahlschmiedezylinder, deren Aluminiumköpfe zu je vier aus einem Stück (mit je 2 Nockenwellen!) gegossen sind, haben 140 mm Bohrung und 130 mm Hub. Die Schraube läuft auf 2 Rollenlagern und hat ein großes, doppeltes Kugeldrucklager. Das Anwerfen geschieht durch den Napier-Patent-Luft-Benzin-Anlasser, das Gemisch wird in die Zylinder gepumpt und durch Handmagnete entzündet.

Die Beardmore Aero Engine, Ltd. Der 160 PS-Motor erwarb sich während des Krieges besonderen Ruf. Jetzt leistet er bis zu 200 PS. Es ist ein wassergekühlter 6-Zylinder-Reihenmotor von 142 mm Bohrung, 175 mm Hub, einer Betriebsdrehzahl von 1280 Umdr./min und einem Gewicht ohne Wasser und Öl von 272 kg. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering). Bd. 17, 31. Dez. 1919, S. 2131/84 (5 Sp., 6 Abb.). Hc. TF. **6.**

Motorteile. Der Kramer-Vergaser soll das Entwerfen von Motoren an kalten Tagen wirksamer erleichtern als die üblichen Verfahren (mehrfaches Durchdrehen, Einfließenlassen von Benzin in den Vergaser, Benzin-Einspritzen in die Zylinder, Anwärmen des Vergasers und Ansaugrohrs von außen). Er besteht in einem Asbest-Heizkissen auf einer Dichtungsplatte, das in das Ansaugrohr eingefügt wird, es von innen heizt und für Betrieb mit besonderen Sammlerbatterien verschiedener Größen oder mit vorhandenen Stromanlagen hergestellt wird. Eine Glühlampe liegt im Nebenschluß.

Bei der Prüfung mit einem 25 PS-Kraftwagen sprang der Motor sogleich an, und das Kissen hinderte die Vergaserwirkung nicht. — »Aeronautics«. Bd. 18, 15. Januar 1920, S. 57 (1½ Sp., 5 Abb.). Auch »Flugsport«. Bd. 12, 6. Februar 1920, S. 63/64 (½ Sp., 3 Abb.). E. TF. **6.**

Motorverdichtung. Der Wert der Vorverdichtung (The value of supercharging). Bei Versuchen im Höhenprüfstand des amerikanischen Normenamtes über den Einfluß der Luftverdichtung im Vergaser auf die Leistung ergab sich für 150 PS-Hispano-Suizamotor mit einem Verdichtungsverhältnis 5,3 und für größte Leistung eingestelltem Claudel-Vergaser beispielsweise folgendes:

Versuchs-Reihe	Äußerer Luftdruck mm QS	Druck am Vergaser-Einlaß mm QS	Leistung bezogen auf 0° C und 1500 Uml/min PS	Benzinverbrauch g/PSh
1	619	726,7	170,2	265
	497	714,2	171,3	269
	475	711,2	173,4	260
	330	702,2	171,8	263
2	331	552,2	132,9	258
	377	552,2	129,6	248
	500	552,2	125,4	252
	621	552,2	122,0	254

Bei diesen beiden Versuchsreihen wurde der Vergaserdruck konstant gehalten, aber der Auspuff-Gegendruck verändert. Bei der ersten war die Einlaßklappe weit geöffnet, so daß der Vergaserdruck möglichst hoch war. Bei einer zweiten Versuchsreihe wurde durch teilweises Schließen der Einlaßklappe ein Vergaserdruck von etwa 200 mm unterhalb des Atmosphärendruckes eingestellt. Das Ergebnis ist, wie man erkennt, wesentlich schlechter.

Die gemessenen Leistungen wurden auf einen mittleren Druck für die erste Versuchsreihe von 700 mm QS reduziert, ferner sämtliche Leistungen auf 1500 Umdr./min und 0° C. Das Ergebnis der Versuche war eine Darstellung der Motorleistung, abhängig vom Auspuff-Gegendruck für verschiedene Vergaserdrücke (550, 600, 650, 700, 760 mm QS). Für Entwurfszwecke ist es vorteilhaft, die Verhältnisse dieser Leistungen zu der »Normalleistung« für den Vergaserdruck und Auspuff-Gegendruck 760 mm aus einer Kurvendarstellung abzugreifen. Zum Berechnen von Vorverdichtern ist die Ermittlung der Temperaturen infolge der adiabatischen Verdichtung und eine Temperaturberichtigung (proportional der C-Temperatur + 529) wegen der Änderung der Vergaser-Temperatur notwendig. Auch hierzu dienen am besten Kurven-Rechentafeln. — »Flight«. Bd. 12. 15. Januar 1920, S. 83/85 (5½ Sp., 5 Abb., 1 Zahlentaf.). E. TF. **6.**

III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Bekanntmachungen der Patentämter.

Frankreich.

Aufhebung der Kriegsbestimmungen für Patente.

Durch Verordnung vom 13. Dezember 1919 werden die Bestimmungen des Gesetzes vom 12. April 1916 bezüglich der Erfindungen, die im Interesse der nationalen Verteidigung einer Beschlagnahme unterliegen, von diesem Datum ab aufgehoben. »Journal Officiel«, Paris, vom 16. Dezember 1919.

Patentanmeldungen.

Ausgelegt am 26. 1. 20. Einspruch bis 26. 3. 20.

77 h, 7. A. 30 955. Oskar von Asboth, Budapest; Vertr.: Joh. Apitz und Franz Reinhold, Pat.-Anwälte, Berlin SW 11. Tragfläche für Flugzeuge. 9. 9. 18. Österreich 30. 5. 17.

77 h, 9. M. 61 225. Laufring, G. m. b. H., Berlin, Prinzenallee 84. Federndes Rad, insbesondere für Flugzeuge. 18. 4. 17.

Ausgelegt 29. 1. 20. Einspruch bis 29. 3. 20.

77 h, 5. H. 75 628. Hannoversche Waggonfabrik, A.-G., Hannover-Linden. Benzinbehälter für Flugzeuge. 21. 11. 18.

77 h, 5. W. 50 755. Karl Wäller, Berlin-Johannisthal. Vorrichtung zum Einbauen und Kompensieren von Flugzeugkompassen. 1. 5. 18.

Ausgelegt am 2. 2. 20. Einspruch bis 2. 4. 20.

77 h, 5. P. 37 184. Fritz Pohlenz, Merseburg, Roterbrückenrein 5. Flugzeug, dessen Seitensteuer gleichzeitig mit den Stabilisierungsflächen so verstellt wird, daß diese die Neigung des Flugzeuges dämpfen. 28. 10. 18.

77 h, 6. G. 43 590. Angelo Glissenti, Brescia, Italien; Vertr.: G. Dedreux, A. Weickmann und H. Kauffmann, Pat.-Anwälte, München. Vorrichtung zur Erhöhung des Wirkungsgrades von Luftschrauben. 7. 1. 16. Italien 13. 1. 15.

77 h, 6. J. 18 536. Waldemar Jaretzky, Berlin, Kirchstraße 13. Befestigung für verstellbare Luftschraubenflügel. 8. 1. 18.

77 h, 6. M. 65 867. Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 67. Preßverfahren für Metallhohlkörper, insbesondere Luftschrauben; Zus. z. Pat. 316 071. 31. 5. 19.

77 h, 15. E. 21 422. Joseph Ehrenmann, Pforzheim. Vorrichtung zum Landen von Luftschiffen. 3. 1. 16.

77 h, 15. E. 21 423. Joseph Ehrenmann, Pforzheim. Fahrbare Verankerungs-Vorrichtung für Luftschiffe. 3. 1. 16.

Ausgelegt am 5. 2. 20. Einspruch bis 5. 4. 20.

65 c, H. 74 683. Kurt Herrmann, Leipzig, Windscheidstraße 40. Verfahren zur Herstellung von Booten und Flugzeugrümpfen aus Gewebe mit versteiften Flächen. 25. 6. 18.

77 h, 9. A. 31 827. Albatros-Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Abfederung von Luftfahrzeugen. 26. 5. 19. Österreich 2. 3. 16.

77 h, 9. St. 20 191. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt bei Berlin. Anordnung von Fahrgestellen mit seitlicher Federung. 27. 11. 14.

Ausgelegt am 9. 2. 20. Einspruch bis 9. 4. 20.

77 h, 4. L. 46 337. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19. Selbsttätiges regulierendes Ventil; Zus. z. Pat. 305 149. 16. 3. 18.

77 h, 5. E. 23 990. Leopold Ehrler, Nordhausen. Vorrichtung zur Annahme und Abgabe der Flugpost während des Fluges. 6. 5. 19.

Erteilte Patente.

Ab 26. 1. 20.

77 h, 5. 319 462. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Leipzig. Flugzeug mit geschlossener Fahrzelle. 4. 4. 19. D. 35 680.

77 h, 5. 297 962 »K«. Robur-Motoren Gesellsch. m. b. H., Berlin. Sicherheits-Schaltvorrichtung für den Zündstromkreis von Flugzeugmotoren; umgeschrieben auf Johann Schütte, Charlottenburg, Steinplatz 2. 27. 1. 16. R. 42 808.

77 h, 5. 300 039 »K«. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Kampfflugzeug; Zus. z. Pat. 300 038. 21. 12. 15. R. 42 700.

77 h, 5. 300 060 »K«. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Wasserflugzeug. 11. 2. 15. R. 41 690.

77 h, 5. 305 039 »K«. Dr. Ernst Neuber, Charlottenburg, Kaiserdamm 99. Geschützriesenflugzeug. 22. 9. 17. N. 16 956.

77 h, 5. 310 750 »K«. Dr. Ernst Neuber, Charlottenburg, Kaiserdamm 99. Geschützriesenflugzeug; Zus. z. Pat. 305 039. 1. 1. 18. N. 17 097.

77 h, 5. 319 776. Hannoversche Waggonfabrik, Akt.-Ges., Hannover-Linden. Bekleidung für zwei oder mehr Flugzeugverspannungsorgane. 18. 8. 17. H. 72 644.

77 h, 5. 319 918. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Schaltung der Brennstoffleitungen bei von Schutzbehältern umgebenen Brennstoffbehältern für Flugzeuge. 31. 8. 19. L. 47 094.

77 h, 5. 319 919. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. Flugzeugrumpf mit ringförmigen Querspanten. 2. 8. 17. R. 44 770.

77 h, 5. 319 920. Rudolf Schulze, Leipzig, Arndtstr. 85. Beweglicher Flugzeugsitz. 1. 9. 18. Sch. 53 711.

Veröffentlicht am 9. 2. 20.

77 h, 5. 299 770 »K«. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. Kupplung für Maschinengewehrsteuerungen. 28. 6. 16. F. 41011.

77 h, 5. 307 740 »K«. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. Vorrichtung zum selbsttätigen Schalten für Maschinengewehre. 22. 6. 17. F. 42 021.

77 h, 5. 319 925. Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Leipzig. Flugzeug. 22. 8. 17. D. 33 661.

77 h, 5. 319 962. Albatros-Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Maschinengewehrsteuerung. 11. 8. 18. A. 30 874.

77 h, 5. 319 965. Rumpler-Werke, G. m. b. H. i. Liqu., Berlin-Johannisthal. Verbindung zwischen Tragflächen und Rumpf. 8. 11. 17. R. 45 136.

77 h, 5. 319 994. Rumpler-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Motoreinbau für Flugzeuge. 13. 3. 17. R. 44 304.

Gebrauchsmuster.

Veröffentlicht am 9. 2. 20.

46 b. 731 581. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Regelung des Einblasedruckes bei Verbrennungskraftmaschinen für Propellerantrieb. 31. 3. 17. D. 30 677.

46 d. 731 281. J. Schnitzler, Bochum, Kanalstr. 13. Injektoranordnung für die Erzeugung des Ölkreislaufes bei Preßluftmaschinen. 15. 1. 20. Sch. 65 371.

77 h. 726 736. Hermann Pauli, Münster i. W. Jüdefelderstraße 2. Hilfsflächenanordnung an Flugzeugen zur Regelung der Luftdichte oberhalb der Flügelfläche. 28. 11. 19. P. 32 250.

77 h. 731 161. Zeppelin-Werk Lindau, G. m. b. H., und Dipl.-Ing. Cl. Dornier, Lindau-Reutin. Luftschraube mit hohlen Flügeln. 9. 6. 17. B. 77 044.

77 h. 731 162. Reinh. Richter, Berlin-Schöneberg, Sponholzstraße 24. Verstärkung für den Tragkörper von Freiballonen. 8. 7. 18. R. 45 401.

77 h. 731 175. Joseph Richter, Berlin, Oldenburgerstr. 9. Vorrichtung zum Einbringen und Ausbringen von Luftschiffen in die bzw. aus den Hallen mit gleichzeitiger Schutzvorrichtung gegen Abreißen der Gondeln und deren Buffer. 24. 9. 19. R. 48 267.

77 h. 731 414. K. Thorvik, Kopenhagen; Vertr.: Heinrich Tams, Berlin, Wassertorstr. 30. Flugmaschine. 17. 1. 20. T. 21 122.

Verlängerung der Schutzfrist für Gebrauchsmuster.

Ab 26. 1. 20.

77 h. 660 377. H. Konrad, Mainz, Reicheklarastr. Flugzeugpropeller usw. 22. 1. 17. K. 69 465. 13. 1. 20.

Veröffentlicht am 9. 2. 20.

77 h. 697 553. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Einspannvorrichtung usw. 22. 1. 17. L. 38 613. 19. 1. 20.

77 h. 731 321. Franz Schneider, Seegefeld. Steuerung für das Höhen- und Querruder usw. 19. 12. 16. Sch. 57 757. 10. 1. 20.

77 h. 699 386. Automobil- u. Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiterblick. Stielbefestigung für Flugzeuge. 26. 1. 17. A. 26 719. 7. 1. 20.

77 h. 699 387. Automobil- u. Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiterblick. Flügelbefestigung für Flugzeuge usw. 26. 1. 17. A. 26725. 7. 1. 20.

77 h. 699 388. Automobil- u. Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiterblick. Feststellvorrichtung für die Steuersäulen usw. 26. 1. 17. A. 26 726. 7. 1. 20.

77 h. 699 389. Automobil- u. Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiterblick. Sitzanordnung für den Führer usw. 26. 1. 17. A. 26 727. 7. 1. 20.

77 h. 699 390. Automobil- u. Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiterblick. Kabellose Zellenausbildung bei einholmiger unterer Fläche für Flugzeuge. 19. 2. 17. A. 26 786. 7. 1. 20.

77 h. 699 391. A u t o m o b i l - u. A v i a t i k - A.-G., Leipzig-Heiterblick. Kabellose Zellenausbildung für zweiholmige Flächen an Flugzeugen. 19. 2. 17. A. 26 787. 7. 1. 20.

77 h. 699 392. A u t o m o b i l - u. A v i a t i k - A.-G., Leipzig-Heiterblick. Oberdeckausbildung für Flugzeuge. 19. 2. 17. A. 26 788. 7. 1. 20.

77 h. 699 393. A u t o m o b i l - u. A v i a t i k - A.-G., Leipzig-Heiterblick. Anordnung der Höhen- und Seitenruder auf Flugzeugen. 19. 2. 17. A. 26 789. 7. 1. 20.

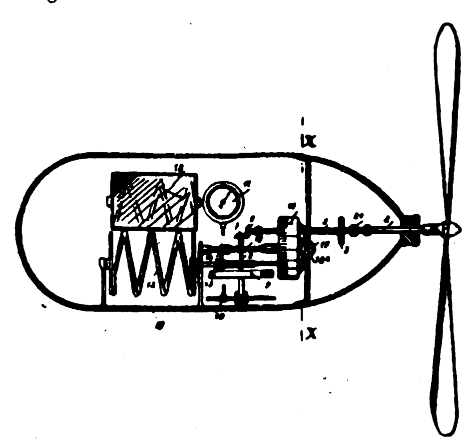
77 h. 699 394. A u t o m o b i l - u. A v i a t i k - A.-G., Leipzig-Heiterblick. Flügelbefestigung für Flugzeuge. 19. 2. 17. A. 26 790. 7. 1. 20.

77 h. 699 395. A u t o m o b i l - u. A v i a t i k - A.-G., Leipzig-Heiterblick. Sicherung für die Flügelbefestigungsbolzen usw. 19. 2. 17. A. 26 791. 7. 1. 20.

Britisches Patent.

129 634. A n z e i g e a p p a r a t f ü r d i e G e s c h w i n d i g k e i t v o n L u f t f a h r z e u g e n ü b e r G r u n d. Jean B r i z e n, 24, Bvd. de Courcelles, Paris.

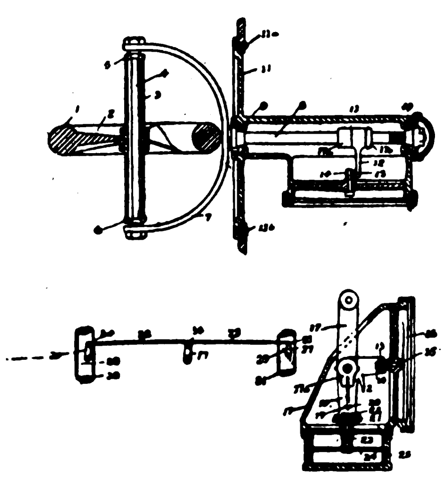
Diese Erfindung bezieht sich auf die Geschwindigkeit von Luftfahrzeugen in ihrem Verhältnis zum Erdboden, indem sie die sichtbare Verschiebung des Bodens, wie sie sich in einem Spiegel abbildet, mit der Verschiebung eines beweglichen Apparateteiles in Übereinstimmung bringt.



Zu Nr. 129 634.

Die Abbildung läßt eine Welle 2 erkennen, welche von einem Windrad 1 angetrieben wird und deren Bewegung auf eine liegende Spindel 8, dann Scheibe 9 und schließlich auf den Zeiger 11 übertragen wird. Die Scheibe 9 setzt die Schraube 12 in Bewegung. Die Geschwindigkeit von 12 läßt sich in ihrem Verhältnis zu der Geschwindigkeit von 11 verändern. Ein um 45° geneigter Spiegel spiegelt gleichzeitig Grund und Schraube, und die Geschwindigkeit der Schraube wird so eingestellt, daß sie mit der im Spiegel abgebildeten Grundgeschwindigkeit übereinstimmt. Alsdann zeigt der Zeiger des Indikators die zu bestimmende Geschwindigkeit an.

Der Apparat ist zweckdienlich auf einem Universalgelenk oder einem Kreisel zu montieren, um ihn trotz lebhafter Bewegungen des Luftfahrzeuges in stets gleicher Lage zu erhalten.



Zu Nr. 135 267.

135 267. S e l b s t t ä t i g e R e g u l i e r u n g d e r S t e u e r u n g e i n e s L u f t f a h r z e u g e s m i t t e l s K r e i s e l s. James B l a c k l o c k - H e n d e r s o n, D. Sc. Professor of Applied Mechanics, Royal Naval College, Greenwich, London S. E.

Diese Erfindung betrifft das Kurshalten eines Luftfahrzeuges mittels unterschiedlicher Benzinzufuhr nach zwei oder mehreren Motoren für den Antrieb der Luftschrauben, wobei der Benzinzufluß von dem zwangläufigen Kreisel reguliert wird, der genötigt ist, die Wendungen des Flugzeuges mitzumachen.

Die Speichen 2 des Schwungrades 1 sind schraubenförmig. Die hohle Spindel 3 sitzt auf der massiven Spindel 4, welche ihrerseits von der Gabel 7 gehalten wird, die an Spindel 8 befestigt ist. Das Gehäuse 11 trägt 8 und ist an der senkrechten Seitenwand des Rumpfes angebracht. Die Spindel 8 steht mit dem Hebel 12 mittels der Feder 18 in Verbindung, welche am Lager 17 befestigt ist und zwischen den Zapfen 19 und 20 an tieferer Stelle von 12 in Eingriff steht. Der Hebel 12 trägt die Sektoren 13 und 21, welche mit den Trieben 14 und 22 kämmen. Der Trieb 14 sitzt auf Spindel 15, die den Zeiger 16 trägt. Trieb 22 auf Spindel 23 trägt den Dämpfer 24 und dreht sich damit in dem Öltopfdämpfer 25. Der freie Raum zwischen 24 und 25 ist mit einer dicken Flüssigkeit angefüllt. Zwecks Innehaltung des Kurses wird die Bewegung der Kurbel 17 auf den Drosselhebel der Motoren übertragen. Sind die zur Behebung des Drosselns nötigen Kräfte im Vergleich zur Kreiselkraft gering, so kann die Steuerung direkt, ohne Servo-Motor erfolgen.

Erteilte deutsche Patente.

42 o, 13. 299 694. G e s c h w i n d i g k e i t s m e s s e r n a c h d e m B e s c h l e u n i g u n g s p r i n z i p. Anthonie François H u l s e w e in Berlin. Patentiert im Deutschen Reiche vom 27. März 1917 ab.

Fig. 1.

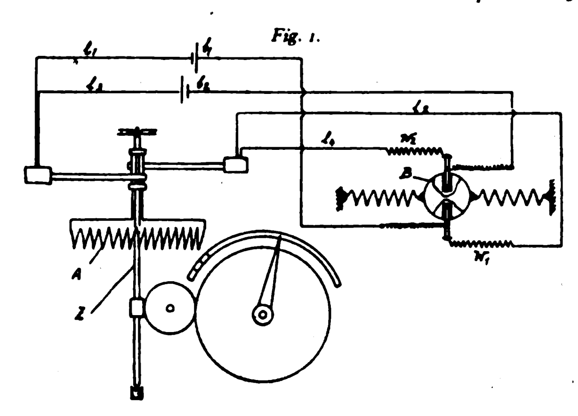
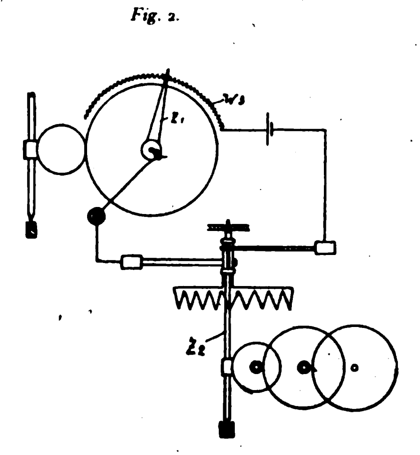


Fig. 2.



Zu Nr. 299 694.

Patent-Ansprüche:

1. Geschwindigkeitsmesser für Fahrzeuge zu Lande, zu Wasser und in der Luft, bestehend aus einem Beschleunigungsmesser und einem damit verbundenen Elektrizitätszähler, dadurch gekennzeichnet, daß der Beschleunigungsmesser zur Regulierung des dem Elektrizitätszähler von einer Stromquelle konstanter Spannung zugeführten Stromes, entsprechend der jeweiligen Geschwindigkeitsänderung dient.

2. Kilometerzähler, bestehend aus einem Geschwindigkeitsmesser nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Geschwindigkeitsmesser zur Regulierung des einem Elektrizitätszähler zugeführten Stromes entsprechend der jeweiligen Geschwindigkeit dient.

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Herrn Hauptmann G. K r u p p, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 15. März 1920 Heft 5

Der Höhenprüfstand des „Bureau of Standards" in Amerika[1]).

Von W. G. Noack.

Nachdem an dieser Stelle kürzlich eine Beschreibung des ersten deutschen Höhenprüfstandes gebracht wurde, soll im folgenden nun der amerikanische Höhenprüfstand, der vornehmlich zur Erprobung der Liberty-Motoren erbaut wurde, näher beschrieben werden. Er unterscheidet sich von dem Friedrichshafener hauptsächlich durch die Trennung der eigentlichen Unterdruckkammer von dem Raume, in dem sich das Versuchspersonal aufhält und die Bedienungs- und Meßapparate aufgestellt sind. Er gleicht somit im wesentlichen dem Versuchsstand, der im letzten Kriegsjahre in Adlershof für Höhenversuche verwandt wurde.

Der im folgenden beschriebene Höhenprüfstand wurde als Provisorium gebaut und soll durch eine größere endgültige Anlage ersetzt werden. Er diente nicht nur ausgesprochenen Höhenversuchen, sondern allen an einem Motor irgendwie interessierenden Studien. Zu diesem Zwecke können alle möglichen Betriebsverhältnisse bezüglich Luftdruck, Lufttemperatur und Feuchtigkeitsgehalt, jede beliebige Kühlwasser- und Öltemperatur, Drehzahl und Belastung unabhängig voneinander künstlich hergestellt werden. Zur Messung des Drehmomentes und der Drehzahl des Motors dient ein Dynamometer, während der Brennstoffverbrauch durch Abwiegen oder durch Flüssigkeitsstrommesser bestimmt wird. Es sind mehrere Wiegebehälter vorhanden, um gleichzeitig verschiedene Brennstoffe vergleichen zu können. Die Wasserverbräuche werden durch geeichte Venturimeter gemessen, und zwar getrennt für das Motoren-, Auspuffgas- und Ölkühlwasser. Durch gleichzeitiges Messen der Erwärmung dieser Wassermengen läßt sich die durch Kühlwasser, Auspuff und Öl abgeführte Wärmemenge bestimmen.

Der Luftverbrauch des Motors wird durch ein großes Venturimeter, das mittels eines »Thomasmeters« geeicht wurde, festgestellt. Wo die Vergaserkonstruktion es zuläßt, kann die Bestimmung der Luftmenge bzw. der Luftgeschwindigkeit zum Vergaser auch durch vorherige Feststellung des Druckabfalles im Vergaser bei verschiedenen Luftdichten in einer besonderen Vergaserprüfanlage erfolgen.

Die Wiegevorrichtungen zur Messung der Ölmengen waren bisher noch nicht fertiggestellt. Druckmessungen werden je nach Bedürfnis an den verschiedensten Meßstellen vorgenommen. Es sind hierfür eine Reihe von Kupferrohren vorgesehen, die nach einem Apparatebrett außerhalb der Unterdruckkammer führen und mit U-Rohren mit Wasser- oder Quecksilberfüllung in Verbindung stehen. Zur Bestimmung der höchsten Verdichtungs- und Verpuffungsdrücke sind zwei verschiedene Indikatoren vorgesehen, die eine zufriedenstellende gegenseitige Kontrolle zulassen. Dagegen haben sich andere als die höchsten Drücke nicht zuverlässig messen lassen, obgleich gerade auf die Vervollkommnung der Druckmeßapparate viel Zeit und Mühe verwandt wurde. Es muß bemerkt werden, daß keiner der käuflichen Indikatoren für die vorliegenden Zwecke brauchbar ist, da der Indikator während seiner Benutzung am Motor in der Unterdruckkammer nicht zugänglich ist und daher nicht bedient werden kann. Zu Temperaturmessungen werden Thermoelemente, die in der Hand geübter Beobachter Messungen bis auf ½° C genau erlauben, verwandt. Zur Entnahme von Auspuffgasproben sind an jedem Auspuffrohr entsprechende Kupferröhrchen angeschlossen. Bisher wurden verhältnismäßig wenig Analysen vorgenommen, es sind jedoch Apparate im Bau, die eine fortlaufende Feststellung der Hauptbestandteile der Abgase gestatten sollen.

Die Gesamtanlage (Abb. 1 u. 2) ist vorläufig behelfsmäßig in einem Fachwerkgebäude von 8×12 m² Grundfläche untergebracht, das später durch einen Backstein- und Betonbau ersetzt werden wird. Der eigentliche Höhenprüfraum (Unterdruckkammer) besteht aus einer Kammer von 1890 mm Breite, 2250 mm Länge und 1895 mm Höhe aus Beton von 300 mm Stärke, der mit 20 mm starken Eiseneinlagen verstärkt ist. An zwei gegenüberliegenden Seiten sind Türen von 1220×2000 mm Seitenlänge, die in Scharnieren drehbar und durch starke Gummistreifen abdichtbar sind, vorgesehen. Diese Türen sind rostartig aus 50×180 mm Eichenbohlen aufgebaut und auf der Außenseite durch halbzöllige Bretter aus weichem Holz, die mit kopflosen Stiften befestigt sind, bedeckt. Durch diese Konstruktion soll es möglich sein, im Falle einer Explosion die Tore zu sprengen, ohne daß die Betonwände der Kammer Beschädigungen erleiden. Drei kleine Guckfenster in den Türen erlauben Überblick über den Motor während der Prüfung. Zur Abdichtung des Prüfraumes dient innen ein Korkbelag, auf der Außenseite ein kräftiger Anstrich von Asphaltmasse. Neben den Motorfundamenten enthält dieser Raum noch Kühlschlangen zur Abkühlung der Luft auf Höhentemperatur. Die Luft wird zu diesem Zwecke mittels elektrisch angetriebener Ventilatoren über die Kühlschlangen hinweg zum Motor getrieben. Zur Entleerung der Kammer und zum Absaugen der Auspuffgase dient ein Turboexhaustor, der eine Druckverminderung bis auf ⅓ Atm. abs ermöglicht. Die Wände der Kammer enthalten ferner eine Reihe von Löchern, die mit Flanschen und Anschlußstücken versehen sind und eine luftdichte Durchführung der Rohre und Kabelleitungen gestatten. Das Motorenfundament wurde mit möglichster Anpassung an die Einbauverhältnisse im Flugzeugrumpf entworfen. Es ermöglicht, die Steifigkeit sowohl gegenüber Längs- und Vertikalschwingungen als auch gegenüber der Drehung um die drei Hauptachsen des Motors zu erzielen, die der Motor im Flugzeugrumpf vorfindet. Nachdem genaue Daten hierüber nicht zur Hand waren, wurde das Fundament nach schätzungsweisen Annahmen konstruiert; es scheint, daß die gewünschten Eigenarten des Fundaments bei den bisher aufmontierten Motoren erreicht wurden. Das Fundament besteht aus zwei eichenen Balken von 50×150 mm² Querschnitt, die an den beiden Enden fest mit den U-Trägern, die im Fundament einbetoniert sind, verbolzt wurden. Der Motor selbst ruht auf zwei weiteren Balken von 50×100 mm² Querschnitt (und einer dem zu prüfenden Motor angepaßten Länge), die nur an je 2 Punkten durch Verbindungsstücke mit den Hauptbalken befestigt und durch zwei Joche am Drehen verhindert sind. Durch entsprechende Bemessung der Balken und des Abstandes der Unterstützungen kann die gewünschte Längs- und Seitensteifigkeit und Steifigkeit gegenüber Verdrehung hergestellt werden. Zur Erzeugung eines entsprechenden Widerstandes gegen Verdrehen kann ein weiterer Balken an den beiden Jochen befestigt werden, eine Maßnahme, die sich bisher aber als unnötig erwies.

Die Luftkühlvorrichtungen bestehen aus drei Teilen, der Gefriermaschine, der Kühlanlage für die Motorluft und dem Kühlsystem im Innern der Unterdruckkammer. Die Gefriermaschine[1]) ist ein doppelzylindriger Ammoniakkompressor von 230 mm Zylinderbohrung und gleichem Hub mit einer Leistungsfähigkeit von 25 t Eis in 24 Stunden. Er wird von einem 50-PS-Elektromotor angetrieben. Die Kühlanlage für die Motorluft besteht aus einem Block von Kühlschlangen von insgesamt ungefähr 600 m Rohrlänge bei 1¼ Zoll l. W., der in einem Kasten oberhalb der Unterdruckkammer eingebaut und mittels einer 100 mm dicken Sägespäneschicht isoliert ist. Die Luft wird in schlangenförmiger Bahn durch den Kasten geleitet und passiert vor dem Eintritt in die Kammer ein isoliertes Rohr, das zum Zwecke der Temperaturregelung mit mehreren elektrisch heizbaren Gittern versehen ist. Von hier gelangt sie durch die Meßapparate zum Vergaser. Zur Kühlung der Luft innerhalb der Kammer dient ein Block von etwa 250 m Rohrlänge von 1¼ Zoll l. W., durch den die Luft mittels 4 elektrisch betriebener Ventilatoren hindurchgetrieben wird, während ein fünfter Ventilator die Luft-

[1]) Nach der englischen Zeitschrift »Flight«, 16. u. 23. Oktober 1919.

[1]) Gebaut von der York Manufacturing Co., York Pa.

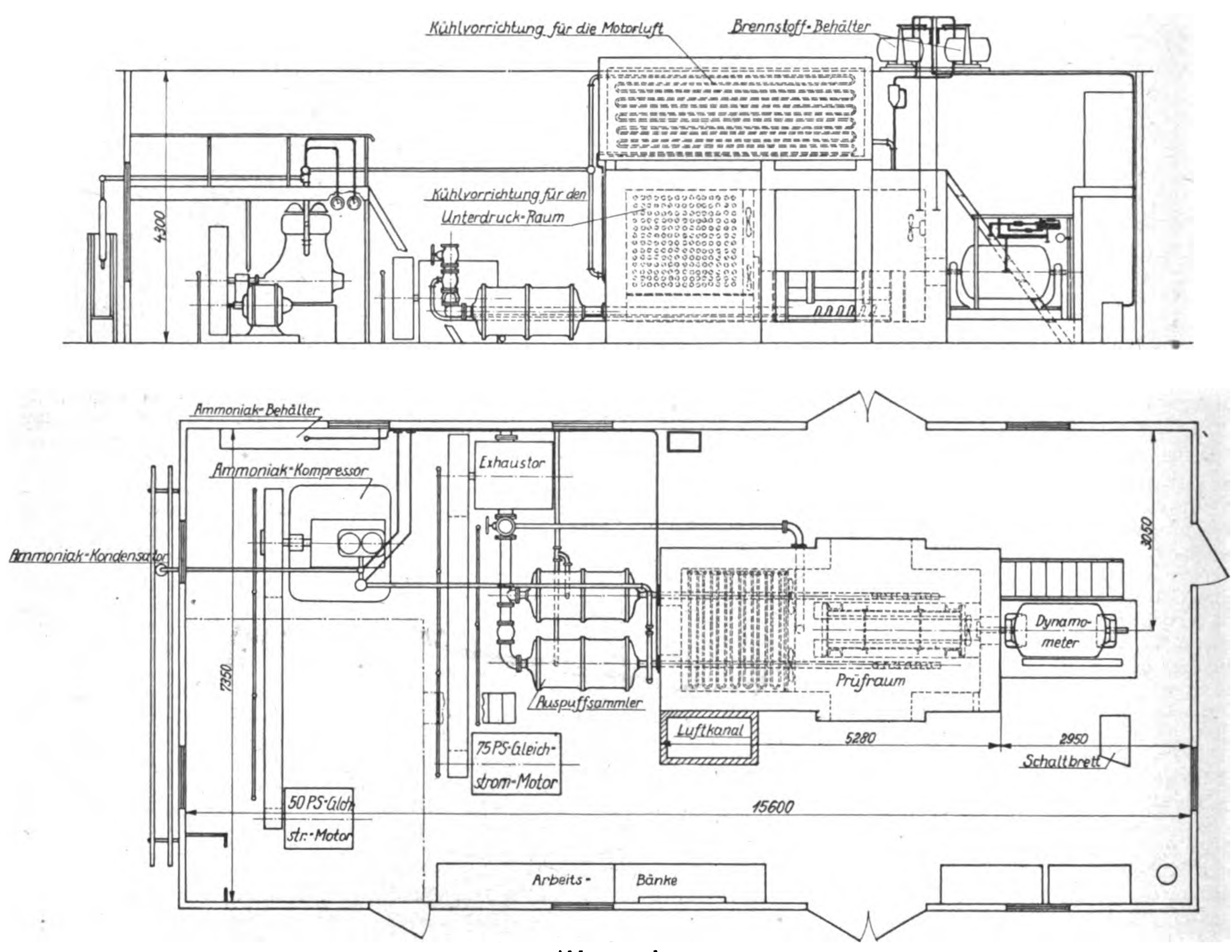


Abb. 1 und 2.
Der alte Höhenprüfstand des »Bureau of Standards« in Amerika.

zirkulation am Motor selbst besorgt. Die Kühlvorrichtungen gestatten, je nach Größe des Motors Temperaturen, die denen in ungefähr 9 bis 12 km Höhe entsprechen, zu erzeugen. Die Feineinstellung der Temperatur, die sich in der Gefriermaschine selbst nicht ermöglichen läßt, ist durch die elektrische Heizvorrichtung in den weitesten Grenzen erreichbar. Einige Schwierigkeiten ergaben sich durch die Kondensation des Wasserdampfes in der Luft, die gelegentlich »Schneestürme« in den Vergasern hervorrief. Man hofft, diesen Schwierigkeiten bei dem neuen Prüfstand durch Einbau von Abscheideräumen, in denen sich der Schnee durch die verlangsamte Strömung niederschlagen kann, Herr zu werden.

Zur Kühlwasserversorgung der Motorenzylinder befindet sich ein eiserner Behälter oberhalb der Kammer, in den Ein- und Auslauf der Kühlerumlaufleitung einmünden. Dortselbst befindet sich auch ein Anschluß an die Stadtwasserleitung. Durch die Ausdehnung oder Zusammenziehung eines Thermostaten, der in dem Behälter unmittelbar am Einfluß des Wasserrücklaufes aus den Zylindern und am Zulauf aus der Stadtleitung eingebaut ist, wird die Zugabe von Frischwasser selbsttätig geregelt. Es gelingt durch diese Vorrichtung, die Temperatur in den Kühlmänteln bis auf 5° C genau einzuhalten. Es ist eine gute Regelung um so wichtiger, als sich gezeigt hat, daß bereits geringe Temperaturschwankungen des Kühlwassers merklichen Einfluß auf die Wärmeverteilung im Motor haben. Überschüssiges Wasser läuft durch einen Überlauf in die Gosse ab. Auch die Auspuffrohre sind mit einem Kühlmantel umgeben, und zwar erstreckt sich das innere, die Auspuffgase führende Rohr etwa 1 m weit, von da ab erfolgt die Abführung der Auspuffgase und des Auspuffkühlwassers gemeinsam. Die Verbindung der einzelnen Auspuffrohre mit dem Auspuffsammelrohr, das etwa 130 mm l. W. aufweist, erfolgt durch biegsame Metallrohre. In einem Zusatzbehälter außerhalb der Kammer wird das Wasser wieder abgeschieden, während die Auspuffgase durch ein 150 mm starkes Rohr zum Gebläse gelangen. Zum Absaugen der Luft aus der Kammer dient ein Rohr von 75 mm l. W., das direkt zum Gebläse führt und durch ein Ventil mit der Außenluft verbunden werden kann, so daß der Druck auch unabhängig von der Gebläsedrehzahl geregelt werden kann. Als Leistung des Gebläses[1]) werden 43 m³/min. bei 300 mm Quecksilbersäule abs. Druck und 300 Uml./min. angegeben. Der Kraftverbrauch ist 75 PS. Der Antrieb erfolgt mittels Riemen durch einen Gleichstrommotor.

Das elektrische Dynamometer[2]), das mittels nachgiebiger Kupplung mit dem Motor verbunden und außerhalb der Kammer auf Betonfundamenten aufgebaut ist, ist für eine Leistungsaufnahme von 300 PS berechnet, verträgt aber beträchtliche Überlastungen. Es besteht aus einem Gleichstromgenerator mit beweglichem Magnetring, der mit einem Wagebalken verbunden das Drehmoment zu messen gestattet. Für Rohmessungen dient nebenbei noch eine am Wagebalken angebrachte Federwage. Der erzeugte Strom wird an einem Schaltbrett gemessen und in Widerständen aufgezehrt oder auch an das Hauptnetz abgegeben. Nachdem die Anlage ursprünglich für den Achtzylinder-Liberty-Motor vorgesehen war und dann für den zwölfzylindrigen Liberty zu schwach wurde, so wurde neben dem elektrischen Dynamometer noch eine Wasserbremse bestehend aus 5 durchlöcherten Stahlscheiben, die in 5 feststehenden Zellen rotieren, vorgesehen. Der Rotor dieser Bremse sitzt auf der Welle des elektrischen Dynamo-

[1]) Gebaut von der Nash Engineering Co., South Norwalk, Conn.
[2]) Gebaut von den Sprague Works der General Electric Co.

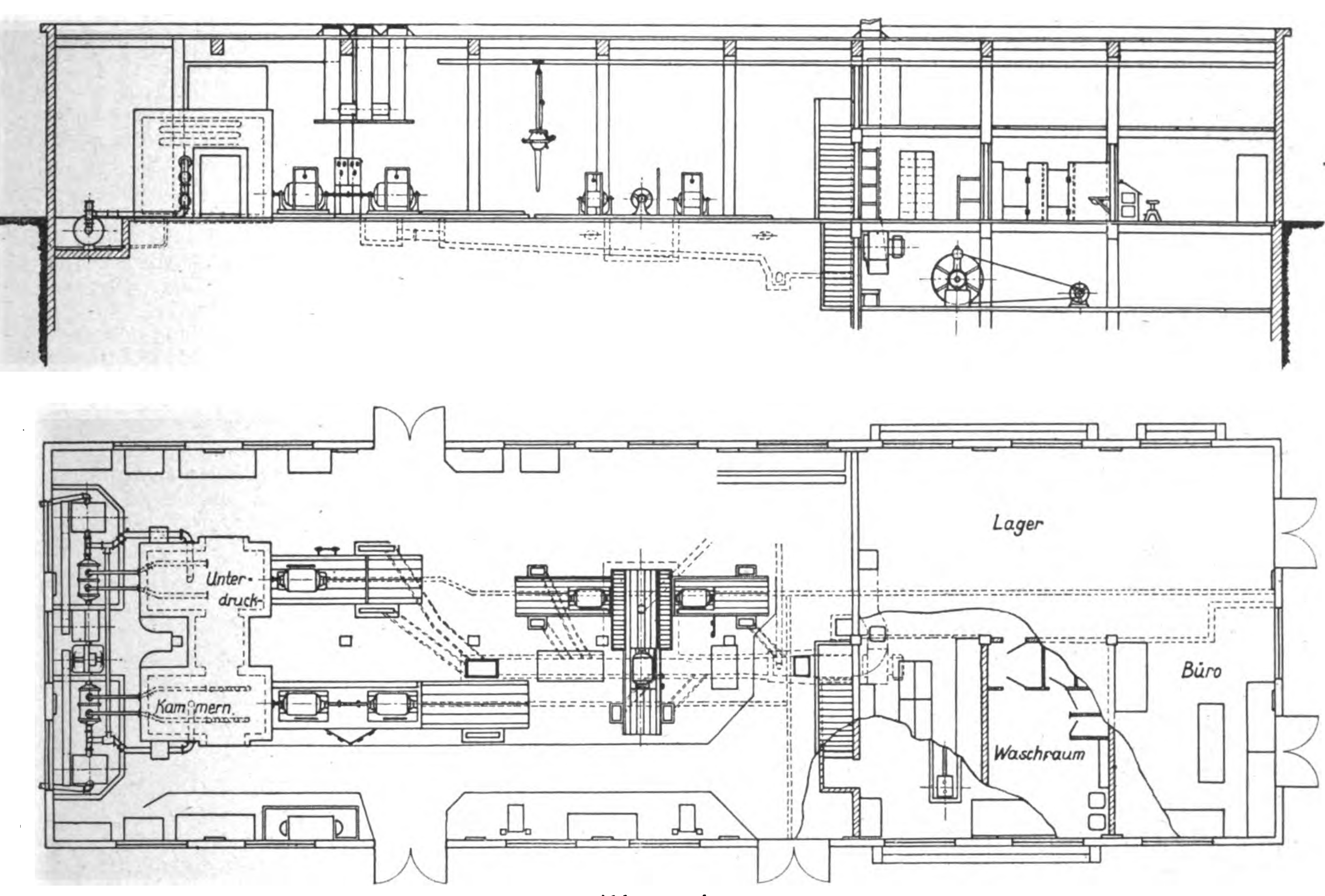


Abb. 3 und 4.
Der projektierte neue Höhenprüfstand.

meters, der Stator auf dem Magneten, so daß stets beide zusammenarbeiten. Ist die Wasserbremse entleert, so beeinflußt sie das Arbeiten des elektrischen Dynamometers in keiner Weise. Die Wasserbremse kann allein rd. 400 PS bei 1800 Uml./min. aufnehmen. Dank ihres Zusammenbaues mit der elektrischen Bremse hat die hydraulische Bremse noch die besondere Eigentümlichkeit, daß sie mit 4 verschiedenen Wasserfüllungen, denen 4 schlitzförmige Öffnungen im Gehäuse entsprechen, betrieben werden kann, wobei dann die Einstellung auf eine bestimmte Belastung durch die elektrische Bremse erfolgt. Sobald irgendeine dieser Öffnungen freigegeben und der Zulauf des Wassers einigermaßen einreguliert ist, so stellt sich ein gleichbleibender Wasserstand ein, der gegen kleine Druckänderungen im Zulaufwasser ziemlich unempfindlich ist. Auf diese Weise wurde das Hin- und Herpendeln der Bremse um die Gleichgewichtslage infolge kleiner Druckänderungen des Bremswassers ziemlich ausgeschaltet.

Die Kupferrohrleitungen und Kabel für die Motorbedienung und die Meßvorrichtungen führen sämtlich zu 2 Schaltbrettern, die so angebracht sind, daß die ganze Anlage jederzeit von dem Versuchsleiter überblickt werden kann. Zündungs- und Drosselhebel sind auf Zahnkränzen montiert, die mit Einteilung versehen sind und stets die genaue Lage der Hebel am Motor angeben. Die Anzahl der Hebel kann je nach Zahl der Vergaser vermehrt werden.

Am Instrumentenbrett sind folgende Apparate vorgesehen: Anzeigevorrichtung zum Venturimeter, Barometer und Thermometer für die Motorluft; Manometer für den Druck im Vergaserschwimmergefäß, für den Auspuffgegendruck, für den Druck im Auspuffsammelrohr, für den Druckunterschied zwischen Lufteinlaß am Vergaser und im Prüfraum; ein Reservebarometer; je eine Anzeigevorrichtung zu den Venturimetern für das Motoren-, Auspuff- und Ölkühlwasser; Indikator für die Druckschwankungen in der Kammer; Manometer zur Anzeige des mittleren Druckabfalles vor und hinter dem Vergaser, für den Druckunterschied zwischen Vergaser und Prüfraum, für den Vergasersaugdruck und den Druckunterschied zwischen Auspuff und Prüfraum; Anzeigevorrichtung zum Venturimeter für die Brennstoffverbräuche. Neben diesen Instrumenten ist noch eine Reihe von Meßapparaten und Hähnen, die dem zu prüfenden Motor zugehören, vorhanden, so im Falle des 12-Zylinder-Liberty-Motors noch ein Gasthermometer zur Messung der Wassereinlaß- und Auslaßtemperatur und des Öles, ein Ölmanometer, Anlasser und Amperemeter für die Delcozündung. Umlaufzähler mit Magnet- sowie Handkupplung sind an der Dynamometerwelle angebracht.

Zur Feststellung der Motorluftmenge wurden zwei verschiedene Methoden angewandt, und zwar, wie bereits eingangs erwähnt, die Messung mittels Venturimeters und mittels »Thomas«meters. Das Thomasmeter, das für den besonderen hier vorliegenden Zweck gebaut wurde, bestand aus einer Holzkiste von $150 \times 150 \times 400$ mm Innenabmessung, in welcher ein aus kreuzweise gespannten Widerstandsdrähten bestehendes Heizgitter eingebaut war, das durch 60 voltigen Gleichstrom bei 2,9 A Stromstärke erhitzt wurde. Die Menge der durchgesandten Luft wurde aus der Temperaturerhöhung und der zur Erhitzung aufgewendeten elektrischen Energie berechnet. Zur Messung der Temperaturzunahme dienten zwei an den beiden Enden der Kiste gleichmäßig verteilte Thermoelementgruppen, die aus je 4 Elementen von 20 in Reihe geschalteten Kupfer-Konstantanstreifen bestanden. Der Berechnung wurde das Mittel der von den 4 Elementen angegebenen Temperaturen zu Grunde gelegt. Als dieser Apparat durch Feuer zerstört wurde, gelangte für die Luftmessung ein Venturimeter von 150 mm l. W. bei 75 mm Durchmesser an der engsten Stelle, das vorher durch ein zweites Thomasmeter geeicht worden war, zur Anwendung.

Temperaturmessungen, und zwar mit Hilfe mit Thermoelementen sind für folgende Meßstellen vorgesehen: Für Ölkühlwasser, Lufteintritt am Venturimeter, Kühlwassserein- und -austritt am Motor, Auspuffkühlwasser für die Kammer, für Ölein- und -auslaß am Motor, Lufteinlaß am Vergaser und vor den Zylindern, für den Brennstoff. Die verschiedenen

Leitungen führen zu einem Schaltbrett, das auf einem soliden Zementblock ruht, um Erschütterungen, die sich anfangs als sehr lästig zeigten, vom Galvanometer möglichst abzuhalten. Die Thermoelemente bestehen sämtlich aus Kupferkonstantan, die Verbindungen sind durch Zusammendrehen der Drahtenden und Verlötung mittels Silber hergestellt. Durch Vorschalten einer kleinen Manganinspule sind sämtliche Stromkreise auf gleichen Widerstand gebracht.

Zur Bestimmung des Brennstoffverbrauches dient ein mit genauer Maßeinteilung versehener Meßbehälter oder zwei Behälter mit Wiegeeinrichtung. Der Motor wird zunächst mit normalem Brennstoff betrieben und dann auf den besonderen zu prüfenden Brennstoff umgeschaltet, der Schlußlauf erfolgt wieder mit dem normalen Betriebsstoff. Sein Zulauf erfolgt durch die eigene Schwere aus den hochliegenden Behältern, die durch nachgiebige Kupferrohre unter dem Druck des Prüfraumes gehalten werden. Als Hilfsapparate sind zum Schlusse noch die Orsat-Apparate für die Abgasanalysen, eine Ölkühleinrichtung, eine Ölzuführung zum Ölsumpf in den Motoren mittels Druckluft und ein selbsttätiger Druckausgleich für die Wasserlieferung aus der städtischen Leitung anzuführen. Die Prüfanlage ist ferner mit Arbeitsbänken und Werkzeug reichlich versehen, so daß kleine Reparaturen an Ort und Stelle ausgeführt werden können.

Mit dem Bau der Anlage wurde im August 1917 begonnen. Der erste Probelauf mit einem 8-Zylinder-Liberty-Motor erfolgte Ende Dezember 1917, aber erst Anfang 1918 konnte mit den eigentlichen Untersuchungen im Unterdruckraume begonnen werden. Wie bereits eingangs erwähnt, soll diese behelfsmäßige Anstalt durch eine ständige, die in einem Gebäude von 15×45 m² Grundfläche (Abb. 3 u. 4) untergebracht wird, ersetzt werden. Es werden in dieser neuen Anlage 2 Unterdruckkammern vorgesehen sein, die untereinander verbunden werden können. Die eine Kammer wird zwei 300-PS-, die andere eine 400-PS-Bremse erhalten, ein weiteres Dynamometer von 50 PS soll für die Bremsung kleinerer Motoren dienen.

Zur Theorie des Tragflächenauftriebes.

Zweite Mitteilung.

Von R. v. Mises.

Die vorliegende Fortsetzung meiner Bemerkungen zur hydrodynamischen Theorie des Tragflächenauftriebes[1]) beschäftigt sich vorwiegend mit der Aufgabe, zu gegebenen Auftriebsverhältnissen geeignete Profilformen zu finden. Sie geht von den in meiner ersten Mitteilung für beliebige Profile aufgestellten Formeln für Auftriebsgröße und -Moment aus, die Sätze von großer Einfachheit und Anschaulichkeit gewinnen lassen, z. B.: Jedes Profil besitzt einen Punkt, für den das Moment des Auftriebs vom Anstellwinkel unabhängig ist; die Einhüllende aller Lagen der Auftriebs-Resultanten ist im allgemeinen eine Parabel, die sich auf ein Strahlenbüschel reduzieren kann; in diesem Grenzfall erhält man Profile mit festem Druckmittelpunkt, die sonach durch eine einzige Bedingungsgleichung aus der Gesamtheit aller Profilformen herausgehoben werden. — Im zweiten Abschnitt bringe ich eine Ergänzung und Zusammenfassung der aus der modernen Funktionentheorie (dem Ideenkreis der »Verzerrungssätze«) fließenden Abschätzungen für die den Auftrieb bestimmenden Parameter und erkläre deren Bedeutung an dem Fall der Kreisbogenabbildung. Der dritte und vierte Abschnitt behandelt die Anwendung der Theorie auf das Beispiel der Joukowskischen Profilkonstruktion und ihrer durch v. Kármán und Trefftz[2]) gegebenen Erweiterung. Der fünfte endlich skizziert ein allgemeines, später durch Beispiele erläutertes Verfahren, das in jeder gewünschten Mannigfaltigkeit beliebig-viel-parametrige Scharen von Profilformen bzw. von geeigneten Abbildungsfunktionen aufzufinden gestattet. Hierbei ist eine wesentliche mathematische Schwierigkeit, die Frage nach dem Kriterium für die »Schlichtheit« der Abbildung, durch einen einfachen, der zeichnerischen Durchführung angepaßten Kunstgriff umgangen worden, bei dessen Formulierung ich mich der wertvollen Unterstützung von Herrn Prof. Dr. L. Bieberbach in Frankfurt erfreuen durfte. Mit den drei Konstruktionsbeispielen im letzten Abschnitt, die lediglich die einfachste Form des allgemeinen Verfahrens vertreten, habe ich nur das Grundsätzliche erläutern, nicht aber unmittelbar für die Praxis geeignete Formen angeben wollen. In schöner Übereinstimmung mit der Erfahrung zeigt sich übrigens, daß die S-förmige Aufbiegung des Profils gegen das Austrittsende hin die Druckpunktwanderung erniedrigt bzw. ganz zu beseitigen vermag.

In einer dritten, abschließenden Mitteilung soll das Problem, zu gegebenen Profilformen die den Auftrieb bestimmenden Parameter zu finden, behandelt werden.

[1]) Erste Mitteilung, diese Zeitschr. VIII (1917), S. 157 bis 163. Hinfort zitiert als »I«.

[2]) Diese Zeitschr. IX (1918), S. 111 bis 116.

1. Größe und Lage der Auftriebskraft.

In der ersten Mitteilung ist unter den üblichen Annahmen der klassischen Theorie ebener, wirbelfreier Bewegung u. a. folgendes bewiesen worden. Es sei ein beliebiges Tragflächenprofil gegeben, d. i. ein geschlossener Umriß, der an einer Stelle eine Spitze oder Ecke aufweist (Abb. 1). Unter dem

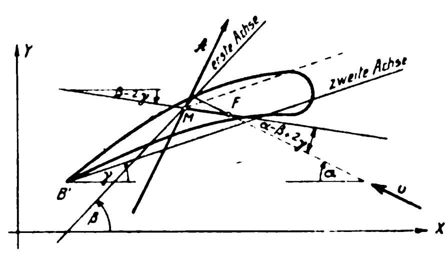


Abb. 1.

Winkel α gegen eine mit dem Profil fest verbundene x-Achse (dem Anstellwinkel) werde das Profil von einem Luftstrom getroffen, der die Geschwindigkeit u und die spezifische Masse μ (d. i. $\frac{\gamma}{g}$, rund $1/8$ bei normalen Verhältnissen) besitzt. Dann gelten für die Größe und das Moment des Auftriebes (der zur Anblaserichtung senkrechten Druckresultierenden) einfache, in ihrer Gestalt von der Profilform unabhängige Formeln, in die das Profil selbst nur mit wenigen Parametern eingeht. Und zwar lautet der Ausdruck für die Kraftgröße [Gl. (29) in I]:

$$A = 4 \pi \mu u^2 a \sin (\alpha + \beta), \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

mit a und β als Parametern, und der Ausdruck für das Moment, bezogen auf einen bestimmten Momentenpol M, dessen Koordinaten also auch zu den Parametern des Profils gehören [Gl. (37) in I]:

$$M_1 = 2 \pi \mu u^2 c^2 \sin 2(\alpha + \gamma), \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

mit c^2 und γ als weiteren Parametern. Der Momentenpunkt, auf den sich (2) bezieht, war als der »Mittelpunkt des Profils«, die durch $\alpha = -\beta$ bzw. durch $\alpha = -\gamma$ festgelegte Anblaserichtung, für die A bzw. M_1 verschwindet, als die der »ersten« bzw. »zweiten Achse des Profils« bezeichnet worden[1]).

Man kann nun noch größere Einfachheit und Übersichtlichkeit erzielen, wenn man statt M einen neuen Bezugspunkt F wählt, der wie folgt gefunden wird. Wir tragen von M aus eine Strecke $MF = \frac{c^2}{a}$ in einer Richtung auf, die gegen die x-Achse im positiven Sinn um $2\gamma - \beta$ verdreht ist, also so, daß die zweite Achse des Profils den Winkel zwischen der ersten und MF halbiert. In Abb. 1 ist $\beta > 2\gamma$ angenommen und demgemäß $\beta - 2\gamma$ in negativem Drehsinn aufgetragen. Das auf F bezogene Moment, das jetzt M heißen möge, erhält man bekanntlich, indem man zu M_1 das Moment einer in M angreifend gedachten Kraft A hinzufügt, also mit Rücksicht auf den Drehsinn:

$$M = M_1 - A \frac{c^2}{a} \cos (\alpha - \beta + 2\gamma) =$$

$$= 2 \pi \mu u^2 c^2 [\sin (2\alpha + 2\gamma) - 2 \sin (\alpha + \beta) \cos (\alpha - \beta + 2\gamma)].$$

[1]) I, Abschn. 7.

Den zweiten Ausdruck in der eckigen Klammer kann man nach der Identität $2 \sin \varphi \cos \psi = \sin(\varphi + \psi) + \sin(\varphi - \psi)$ zerlegen, erhält so dafür $\sin(2\alpha + 2\gamma) + \sin 2\beta - 2\gamma)$, daher:

$$M = -2\pi \mu u^2 c^2 \sin 2(\beta - \gamma). \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Diese Gleichung enthält den veränderlichen Anstellwinkel α nicht mehr. Wir haben somit den Satz bewiesen: Zu jedem Tragflächenprofil gibt es einen bestimmten Punkt, für den das Moment der Auftriebskraft vom Anstellwinkel unabhängig ist; der Punkt soll der »Brennpunkt des Profils« heißen.

Aus (1) und (3) rechnet sich der Hebelarm h des Auftriebes zu

$$h = \frac{M}{A} = -\frac{c^2 \sin 2(\beta - \gamma)}{2a \sin(\alpha + \beta)} = -\frac{h_0}{\sin(\alpha + \beta)}, \quad . \quad (4)$$

wenn

$$h_0 = \frac{c^2}{2a} \sin 2(\beta - \gamma) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4')$$

gesetzt wird. Da der Hebelarm von F aus in der Anblaserichtung aufzutragen ist (Abb. 2), stellt h_0 die Größe seiner Projektion auf die zur ersten Achse senkrechte Richtung dar. Die Projektion des Hebelarmes auf diese Richtung ist also unveränderlich, oder: Die Fußpunkte der vom Brennpunkt des Profils auf die Angriffslinien des Auftriebs gefällten Lote liegen auf einer Geraden, die im Abstand h_0 von F parallel der ersten Achse des Profils verläuft (und übrigens die Strecke MF der Abb. 1 halbiert). Damit haben wir die Aufsuchung der Angriffslinie bei gegebenem Anstellwinkel auf die denkbar einfachste Konstruktion zurückgeführt.

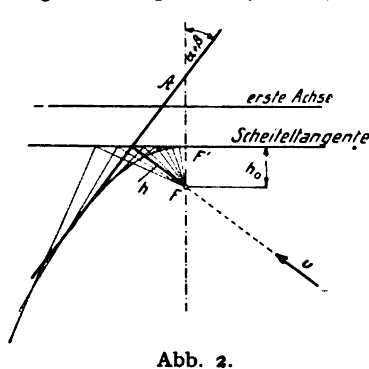


Abb. 2.

Es ist eine bekannte Eigenschaft der gewöhnlichen Parabel, daß die Fußpunktkurve für ihren Brennpunkt mit der Scheiteltangente zusammenfällt. Wem dies nicht geläufig ist, der kann folgende kleine Rechnung anstellen. Für ein Koordinatensystem mit dem Anfangspunkt in F und $F'F$ als x-Achse (Abb. 2) lautet die Gleichung der Angriffslinie von A:

$$x \sin(\alpha + \beta) + y \cos(\alpha + \beta) = h = -\frac{h_0}{\sin(\alpha + \beta)}$$

und nach einfacher Umformung:

$$-x \cos 2(\alpha + \beta) + y \sin 2(\alpha + \beta) = -2h_0 - x.$$

Differenziert man nach 2α:

$$x \sin 2(\alpha + \beta) + y \cos 2(\alpha + \beta) = 0$$

und eliminiert α aus dieser und der vorangehenden Gleichung durch Quadrieren und Addieren, so erhält man

$$x^2 + y^2 = (2h_0 + x)^2 \text{ oder } y^2 = 4h_0(x + h_0) \quad . \quad (5)$$

also: Die möglichen Lagen der Angriffslinien des Auftriebes hüllen im allgemeinen eine Parabel ein, deren Brennpunkt F, deren Parameter $2h_0$ und deren Achse senkrecht zur ersten Achse des Profils ist.

Mit $h_0 = 0$ reduziert sich die Parabel auf das Strahlenbüschel durch F. Dies ist der Fall verschwindender Druckpunktwanderung; es gibt einen festen Druckmittelpunkt, durch den die Auftriebsresultierende immer hindurchgeht: das sog. »Sturzflugmoment« (Moment für $\alpha = -\beta$) ist null. Bemerkenswert ist, daß durch nur eine einzige (skalare) Gleichung $h_0 = 0$ die Profile mit festem Druckmittelpunkt aus der Gesamtheit aller Profile herausgehoben werden. Dabei bedeutet das Verschwinden von h_0, wie Gl. (4) zeigt, daß $\beta = \gamma$, d. h. die erste und zweite Achse des Profils parallel sind. In der Größe h_0 besitzen wir ein anschauliches Maß der Druckpunktwanderung. Man erkennt leicht, z. B. an Gl. (2), daß die durch den »Mittelpunkt« M in der Richtung der zweiten Achse und, wenn nicht der Ausnahmsfall vorliegt, auch die in der dazu senkrechten Richtung gezogene Gerade die Parabel berührt.[1])

2. Die Parameter des Profils.

Von den sechs Profilparametern, die in der ersten Mitteilung ins Auge gefaßt wurden, erweisen sich jetzt nur fünf als wesentlich, da c und γ allein in der Verbindung $c^2 \sin 2(\beta - \gamma)$ auftreten. Man kann etwa folgende fünf Größen als Bestimmungsstücke für die Auftriebs-Verhältnisse eines Profils ansehen: Für die Größe des Auftriebs die Länge a und den Winkel β (Richtung der ersten Achse); für das Moment oder die Lage des Auftriebs die Koordinaten des Profil-Brennpunktes F und die Länge h_0 bzw. statt der letzteren die Lage der ersten Achse (die M enthält) im Abstand $2h_0$ von F (Leitlinie der Parabel). Wie man diese fünf Größen bei gegebenem Profil zu ermitteln hat, geht aus der ersten Mitteilung hervor und soll hier noch kurz angegeben werden.

Betrachten wir die Koordinaten x, y eines Punktes in der Ebene des Profils als Komponenten einer komplexen Zahl $z = x + iy$, so gibt es eine und nur eine in der Form [Gl. (7) in I]

$$\zeta = z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} + \ldots \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

entwickelbare komplexe Funktion ζ von z, durch die jedem Punkt des Profilumrisses ein Punkt eines Kreises

$$|\zeta - m| = a \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

zugeordnet wird und jedem Punkt außerhalb des Profils in stetiger, eindeutig umkehrbarer Weise ein Punkt außerhalb des Kreises (7). Der Halbmesser a des Kreises sowie die in m enthaltenen Koordinaten seines Mittelpunktes M sind durch die Koeffizienten $a_1, a_2 \ldots\ldots$ von (6) eindeutig bestimmt, ebenso jener Punkt B der Kreislinie, in den sich die Profilspitze abbildet. Damit sind die Parameterwerte gefunden: der Halbmesser a ist der oben unter gleicher Bezeichnung eingeführte Parameter, BM die erste Achse des Profils, also β der Winkel von BM mit der x-Achse; den Brennpunkt F endlich erhält man, indem man den Vektor MF gleich der komplexen Größe $-\frac{a_1}{a} e^{-\beta i}$ aufträgt. [Nach Gl. (34) in I und der oben angegebenen Konstruktion.]

Um einen Überblick über die Werte der Parameter bzw. über die Lage der invarianten Punkte und Geraden zu erhalten, betrachten wir zunächst den Kreisbogen als Annäherung oder besser als Grenzfall eines Tragflächenprofils. Streng genommen fällt der »unendlich dünne« Bogen nicht unter unsern Begriff eines Profils, weil er nicht eine Stelle unstetiger Tangentenrichtung besitzt, sondern deren zwei. Wir können ihn auch nur in dem Sinne unserer Betrachtung einordnen, daß wir von der einen Ecke, z. B. der rechten, absehen und uns dadurch nicht stören lassen, daß die ermittelte Strömung an dieser Ecke unrealisierbar ist. Die Ergebnisse haben daher nur die Bedeutung, die ungefähre Lage, z. B. des Brennpunktes, für ein sehr dünnes, sich dem Kreisbogen anschmiegendes Profil, das seine Spitze in der linken Ecke hat, zu liefern.

Die komplexe Transformation, die einen Kreis in einen doppelt durchlaufenen Kreisbogen überführt, ist bekannt; sie kann in der Form

$$z = \zeta + \frac{c^2}{\zeta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

geschrieben werden, wenn diese auf einen Kreis, der durch die Punkte $\zeta = \pm c$ (B, B_1 in Abb. 3) hindurchgeht, angewandt wird. Die Abb. (8) fällt unter die von uns verlangte Form (6), da die Auflösung nach ζ bei Entwicklung nach

[1]) Allgemeine Sätze über die Lage der Auftriebsresultierenden gibt auch R. Grammel, Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges, Braunschweig 1917, S. 13 ff. Hier wird die Aufgabe auf die Bestimmung eines »Momentes und Schwerpunktes der Zirkulation« zurückgeführt. Die Ableitungen in diesem Buche sind mir nicht verständlich. Es läßt sich aber feststellen, daß ein »Moment der Zirkulation« als ein vom Integrationsweg unabhängiger Wert nur dann besteht, wenn über eine geschlossene Strom- (oder Niveau-) linie integriert wird. Da nun die den Auftrieb hervorrufende Strömung aus dem Unendlichen kommt und ins Undliche geht, so werden diese Betrachtungen hinfällig.

fallenden Potenzen von z mit den Gliedern

$$\zeta = z - \frac{c^2}{z} \cdots \qquad (8')$$

beginnt. Den Punkten $\zeta = \pm c$ auf der x-Achse entsprechen in der Transformation die Endpunkte $z = \pm 2c$ des Bogens. Einem beliebigen Punkt A des Kreises (Abb. 3) und dem auf zufolge (8′) die Strecke $MF = c^2 : a$ unter dem Winkel $-\beta$, also auf der Geraden MB_1, abtragen. Man findet F konstruktiv am einfachsten (s. Abb. 3), indem man in B_1 senkrecht zur Sehne die Strecke s aufträgt und den Endpunkt auf MB_1 projiziert. Die projizierende Gerade enthält außer dem Brennpunkt F auch den Mittelpunkt M' des Kreisbogens. Die

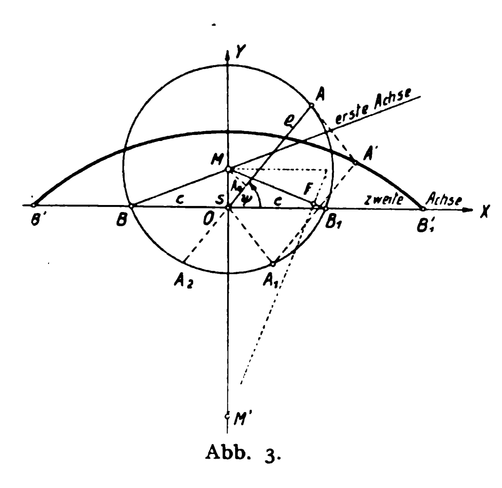
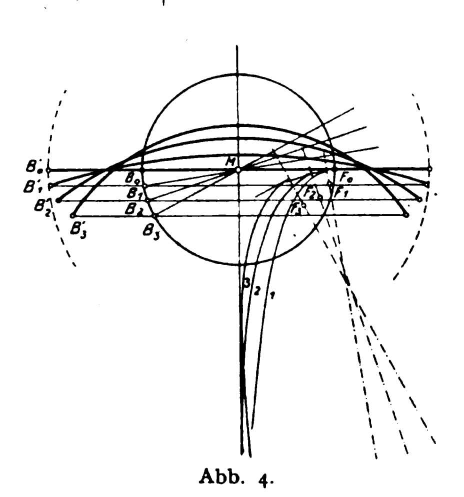


Abb. 3.


Abb. 4.

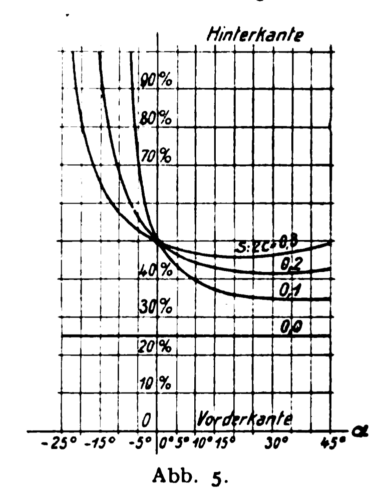


Abb. 5.

symmetrischem Fahrstrahl liegenden A_1 (also so, daß $\sphericalangle OA,x = \sphericalangle x,OA_1$) entspricht ein und derselbe Punkt A', der durch Addition der Vektoren OA und OA_1 gefunden wird. Denn nach dem Satz von der konstanten »Potenz eines Kreises« ist die Länge von OA_1 gleich der von OA_2, gleich c^2 durch die Länge von OA, daher mit $OA = \zeta$ als komplexer Gleichung: $OA_1 = c^2 : \zeta$. Daß in der Tat der durch diese Konstruktion gefundene Punkt A' auf einem Kreisbogen verläuft, sieht man kurz wie folgt ein[1]).

Bezeichnen wir die Länge OA mit ϱ, den Winkel von OA mit der x-Achse mit ψ, so sind die Koordinaten von A' zufolge der Konstruktion:

$$x = \left(\varrho + \frac{c^2}{\varrho}\right)\cos\psi, \quad y = \left(\varrho - \frac{c^2}{\varrho}\right)\sin\psi,$$

woraus man

$$x^2 \sin^2\psi - y^2\cos^2\psi = 4\,c^2\sin^2\psi\cos^2\psi$$

gewinnt. Anderseits zeigt das vom Mittelpunkt M auf OA gefällte Lot MA_0, daß OA_0, gleich der halben Differenz von OA und OA_2, also von ϱ und $\frac{c^2}{\varrho}$ den Wert $s \sin\psi$ besitzt, wenn $s = OM$ den Abstand des Kreismittelpunktes von O bezeichnet. Aus dem für y gegebenen Ausdruck folgt daher

$$y = 2\,s\sin^2\psi,$$

und wenn man diesen Wert für $\sin^2\psi$ in die vorangehende Gleichung einführt und ordnet:

$$x^2 + \left(y + \frac{c^2 - s^2}{s}\right)^2 = \left(\frac{c^2 + s^2}{s}\right)^2 \qquad (9)$$

als Kreisgleichung für den Ort von A'. Dabei kann y zufolge $s > 0$ und $\sin^2\psi > 0$ nur positive Werte durchlaufen. Der Bogen hat die Pfeilhöhe $2s$, die Sehnenlänge $4c$, den Halbmesser $\frac{c^2}{s} + s$, der leicht konstruiert werden kann, und den halben Zentriwinkel $\arcsin \frac{2cs}{c^2 + s^2}$.

Die Aufgabe, zu einem gegebenen Bogen $B'B''$ von der Sehnenlänge $4c$ und der Pfeilhöhe $2s$ als Grenzfall eines Profils mit der Spitze in B' die Parameter zu finden (wie auch die Umkehrung) erledigt sich einfach wie folgt. Man vierteilt die Sehne $B'B'_1$ in B, O, B_1 und hälftet die Höhe OS in M, dann ist B der Bildpunkt der Spitze und M der Mittelpunkt des Profils; damit ist der Halbmesser $a = \sqrt{s^2 + c^2}$ und die Richtung BM der ersten Achse mit $\operatorname{tg}\beta = s : c$ gefunden, also die Auftriebsgröße bestimmt. Um den Momentenverlauf zu erhalten, müssen wir, nachdem die Lage der ersten Achse schon bekannt ist, nur noch F aufsuchen und zu diesem Zweck

[1]) Ein anderer Beweis, der sich mehr an die Begriffe des komplexen Rechnens anschließt, folgt aus der in Abschn. 4 gegebenen Ableitung.

Gerade BM ist die Leitlinie der Auftriebs-Parabel und der Parameter h_0 gleich dem halben Abstand zwischen F und BM.

In Abb. 4 sind mehrere Bögen, die aus demselben Kreis bei verschiedener Wahl des Anfangspunktes O hervorgehen, mit ihren Achsen, Parabeln usw. dargestellt. Wird die Wölbung null, so fällt das — geradlinige — Profil mit seiner ersten Achse zusammen, der Brennpunkt liegt auch auf dieser Geraden, und zwar in ¾ des Abstandes vom linken Ende, und die Parabel reduziert sich auf das Strahlenbüschel, d. h. alle Angriffslinien gehen durch F. Je größer die Wölbung, desto mehr rückt F vom Profil selbst nach innen zu ab, bleibt aber immer in etwa ¾ der Sehne. In Abb. 5 ist die sog. Druckpunkt-Wanderung, bezogen auf die Sehne für die Wölbungsverhältnisse 0, 0,1, 0,2 und 0,3, in der üblichen Form dargestellt. Man sieht, wie sie mit zunehmender Wölbung stärker wird. Da es nur einfach unendlich viel verschiedene Parabeln gibt, sind in gewissem Sinne innerhalb der Reihe der Kreisbögen alle möglichen Fälle erschöpft.

Bei beliebigen Profilformen sind die Parameterwerte zunächst gewissen aus der Theorie der konformen Abbildung folgenden Ungleichungen unterworfen, die praktisch wertvolle Anhaltspunkte für die Abschätzung gewähren. Ergänzen wir die in der ersten Mitteilung gemachten Angaben durch eine aus denselben Quellen (Bieberbachscher Flächensatz) fließende Einschränkung für die Lage von F, ferner durch Heranziehung eines älteren Satzes (von Landau und Toeplitz) sowie einer nach meiner ersten Mitteilung erfolgte Weiterführung der hydrodynamischen Theorie durch Frank und Löwner, schließlich einer neueren Arbeit von G. Pick über konforme Abbildung, so erhalten wir folgende Bestimmungsstücke:

1. Für die Größe des Halbmessers a: Der Halbmesser des durch (6) bestimmten Bildkreises eines Profils ist mindestens gleich einem Viertel[1]) und höchstens gleich der Hälfte[2]) der größten Breite des Profils (seines größten Durchmessers). Für den auf die größte Breite b bezogenen Auftriebskoeffizienten ergeben sich daraus die Ungleichungen

$$\pi \sin(\alpha + \beta) \leq \frac{A}{\mu\, u^2\, b} \leq 2\,\pi \sin(\alpha + \beta) \qquad (10)$$

Bei schmalen schlitzähnlichen Profilen wird die untere Grenze nur wenig überschritten.

2. Für die Lage des Mittelpunktes M. Der Mittelpunkt des Bildkreises eines Profils (»Mittelpunkt des Profils«) liegt so, daß das ganze Profil in den mit dem Halbmesser $2a$

[1]) Diese Aussage ist in dem ersten der unter 2. genannten Sätze mit enthalten.

[2]) Landau u. Toeplitz, Arch. f. Math. u. Phys. 11 (1906), S. 302 bis 307; vgl. a. Frank u. Löwner, a. unten a. O.



um ihn beschriebenen Kreis hineinfällt[1]). Überdies liegt M innerhalb des kleinsten das Profil in sich schließenden konvexen Bereiches[2]) (wie der Schwerpunkt einer Massenbelegung auf dem Profilumriß). Die erste Bedingung wird bei schmalen schlitzähnlichen Profilen knapp erfüllt, d. h. die Enden des Profils liegen nahe dem Kreisumriß.

3. Für die Lage des Brennpunktes F. Der oben definierte Brennpunkt des Profils (Brennpunkt der die Auftriebs-Angriffslinien einhüllenden Parabel) liegt innerhalb des Bildkreises[3]); bei schmalen Profilen nicht weit vom Rande des Kreises. Sein Abstand von der Kreisperipherie ist größer als $r^2 : a$, wenn r den Halbmesser des größten dem Profil eingeschriebenen Kreises bezeichnet[4]).

Nach den Ergebnissen von L. Bieberbach und G. Pick lassen sich die ersten der unter 1. und unter 2. angeführten Sätze auch noch verschärfen: Nicht nur das Profil selbst, sondern jeder Kreis, der durch konzentrische Verdopplung eines ganz im Innern des Profils liegenden Kreises entsteht, fällt in die Verdopplung des Bildkreises[5]). Weiters: Wenn r den Halbmesser eines ganz innerhalb des Profils verlaufenden Kreises und d den Abstand seines Mittelpunktes von irgendeinem Punkt des Profilumrisses bezeichnet, so gilt

$$a > \frac{1}{4}\frac{(d+r)^2}{d}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

während der erste Satz unter 1. im wesentlichen nur $a > \frac{1}{4}(d+r)$ behauptet[6]). Daraus kann man z. B. schließen, daß eine Verdickung des Profils am vorderen Ende (Anblaserand) die untere Grenze für den Auftriebskoeffizienten hinaufsetzt. In Abb. 6, wo b die größte Breite des Profils bezeichnet, ist

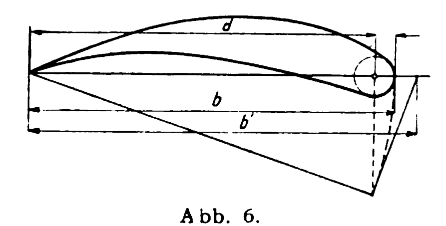


Abb. 6.

in leicht ersichtlicher Weise für den vorderen Abrundungsradius r die Strecke $b' = (d+r)^2 : d$ konstruiert, die größer als b ist und für die $a > \frac{1}{4} b'$ gilt.

Durch alle diese Sätze werden naturgemäß die Parameterwerte und damit Auftriebsgröße und -lage nur unvollständig bestimmt. Die genaue Ermittlung für ein seiner Gestalt nach vorgegebenes Profil erfordert jedesmal die Lösung des Problems der konformen Abbildung, d. h. die Aufsuchung der dem Profil zugehörigen Funktion (6). Mit dieser Aufgabe wird sich die nächste dieser Mitteilungen beschäftigen, in der vorliegenden sollen nur umgekehrt zu gegebenen Parameterwerten Profile entworfen werden. Vorerst besprechen wir die bekannten Beispiele theoretisch, d. h. durch ihre Abbildungsfunktionen, definierter Profile.

8. Die Joukowskische Profilform.

Ein Joukowskisches Profil entsteht bekanntlich, wenn man die Transformation (8) auf einen Kreis K anwendet, der durch den Punkt $\zeta = -c$ hindurchgeht (B in Abb. 7) und den Punkt $\zeta = c$ in seinem Innern, nahe dem Rande, enthält (B_1 in Abb 7). Da man einen durch beide Punkte gehenden, also durch (8) in einen Bogen transformierbaren Kreis (Mittelpunkt M_0, gestrichelt in Abb. 7) so legen kann, daß er den gegebenen Kreis in $\zeta = -c$ berührt, so muß das Bild des letzteren in der Umgebung von $\zeta = -c$ aussehen wie das linke Ende des Kreisbogens: das Joukowskische Profil hat links eine Spitze, die unter dem Winkel arc sin $\frac{2cs}{c^2+s^2}$ zur Sehnenrichtung steht, wo s den Abschnitt OM_0 der Geraden BM auf der Ordinatenachse bezeichnet. Im übrigen ist das Profil einem Kreisbogen um so ähnlicher, je näher der Punkt B_1 zur Kreisperipherie liegt.

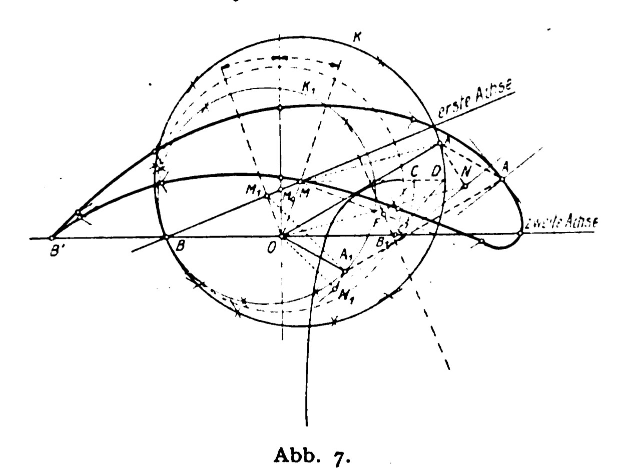


Abb. 7.

Zur Konstruktion des Profils beachten wir, daß wenn der Punkt A als Endpunkt des Vektors $OA = \zeta$ einen Kreis K durchläuft, auch der Endpunkt A_1 des Vektors $OA_1 = c^2 : \zeta$ sich auf einem Kreis K_1 bewegen muß. Der Kreis K_1 geht aus K durch die Transformation »reziproker Radien« und darauf folgende Spiegelung an der x-Achse hervor und berührt K im Punkte B. Mithin findet man den Mittelpunkt M_1 von K_1 sofort, indem man die Richtung OM_1 symmetrisch zu OM nach links überträgt und M_1 auf BM annimmt. Der A zugeordnete Punkt A' des Profilumrisses ergibt sich, wie im Falle der Kreisbogenabbildung, als Summe zusammengehöriger Vektoren OA und OA_1, die wieder symmetrisch zur x-Achse liegen, aber jetzt ihre Endpunkte auf verschiedenen Kreisen haben. Um das Profil vollständig zu entwerfen, nachdem einmal K_1 gefunden ist, braucht man nur durch O ein Büschel symmetrisch liegender Strahlen, z. B. alle Strahlen von 30° zu 30° zu zeichnen und erhält so beliebig viel Punkte des Profils durch einfaches Parallel-Ziehen bzw. -Einschneiden[1]). (Abb. 7.) Nur die auf die Achsen fallenden Punkte müssen mit dem Zirkel abgetragen werden.

Oft ist es nützlich, die Tangentenrichtung einer punktweise zu konstruierenden Kurve zu kennen. Ich gebe hier die folgende sehr einfache Konstruktion ohne Beweis an: Man errichtet in A und A_1 die Senkrechten zu den Fahrstrahlen OA bzw. OA_1 und schneidet auf ihnen die Punkte N und N_1 so ab, daß $ON \parallel MA$ und $ON_1 \parallel M_1A_1$; dann hat NN_1 die Richtung der Umriß-Normalen im Punkte A'[2]).

Für ein in dieser Weise aus seinem Bildkreis K abgeleitetes Joukowski-Profil sind die Auftriebs-Parameter ohne weiteres angebbar. Der Halbmesser von K ist die Länge a in Formel (1), BM der Richtung und Lage nach die erste Achse, also der Winkel dieser Geraden mit der x-Achse der Winkel β. Die zweite Achse hat die x-Richtung, weil wegen des reellen Wertes von $c^2 = -a_1$ der Winkel γ verschwindet. Der Brennpunkt F ergibt sich durch Auftragen von $MF = c^2 : a$ auf der Geraden, die von M aus nach dem zweiten Schnittpunkt von K mit der x-Achse führt. Man trägt am besten auf dieser Geraden wie auch auf der durch M gezogenen Parallelen MD zur x-Achse die Strecke $MC = MC' = c$ auf und zieht dann $CF \parallel DC'$. Leitlinie der Parabel ist BM, daher der Parameter h_0 gleich dem halben Abstand zwischen F und BM.

[1]) L. Bieberbach, Sitzungsber. d. Berliner Akad. XXXVIII (1916), S. 940 bis 955, Satz V.

[2]) Frank u. Löwner, Mathemat. Zeitschr. 3 (1919), S. 78 bis 86. Hier wird folgendes gezeigt: Denkt man sich den Kreisumfang gleichförmig mit Masse belegt und läßt man jeden Punkt bei der Transformation seine Masse mitnehmen, so bleibt der Schwerpunkt in M.

[3]) Bieberbach, a. a. O., Satz I.

[4]) G. Pick, Sitzungsber. d. Wiener Akademie, mathem.-naturw. Klasse, Abt. IIa, 126 (1917), S. 247 bis 263, Gleichung (4).

[5]) Pick, a. a. O. Gl. (9).

[6]) Pick, a. a. O. Gl. (V), und Bieberbach, Mathem. Annal. 77 (1916), S. 153 bis 172.

[1]) Eine ähnliche Konstruktion hat E. Trefftz angegeben; diese Zeitschr. IV (1913), S. 131.

[2]) Der Beweis ergibt sich aus der allgemeinen Theorie »geometrischer Differentiation«, die zu jeder durch eine Punktkonstruktion definierten Kurve die Tangente zu finden lehrt und die ich in Zeitschr. f. Math. u. Phys. 52 (1905), S. 44 bis 85 entwickelt habe.

Will man den Zusammenhang zwischen Druckpunktwanderung und Gestalt des Profils verfolgen, so kann man zweckmäßig alle jene Profile ins Auge fassen, die durch dieselbe Transformation (mit bestimmtem c) aus verschiedenen Kreisen hervorgehen. Dabei bleibt die »erste Achse« BM unverändert, ebenso die Richtung MF, während der Abstand zwischen F und der Achse proportional $c^2:a$, also abnehmend mit Größerwerden des Kreisradius, variiert. Da mit wachsendem a das Profil dicker wird (der Kreisumfang entfernt sich nämlich mehr und mehr vom Punkt B_1), so sieht man, daß ein Verdicken des Profils die Druckpunktwanderung herabsetzt und umgekehrt. Oben haben wir gesehen, daß beim Kreisbogen die Entfernung des Brennpunktes von der Achse mit zunehmender Wölbung wächst. Wir können also jetzt sagen, daß Wölbung und Verdickung des Profils hinsichtlich der Druckpunktwanderung kompensierend wirken. In Abb. 8 ist eine Reihe von drei Joukowski-

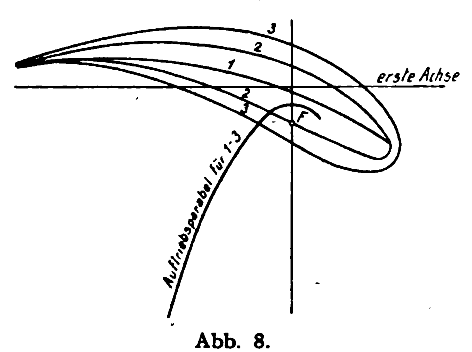


Abb. 8.

Profilen gezeichnet, die zu der (auch der Lage nach) gleichen Auftriebsparabel gehören. Man sieht, daß während die Dicke sehr erheblich variiert, die Wölbung sich nur unmerklich ändert.

Joukowski-Profile mit festem Druckmittelpunkt erhält man nur bei der Wölbung null. Es sind das die symmetrischen, keulenartigen Formen die etwa als Querschnitte, für Streben u. dgl., aber nicht als Tragflächenprofile in Betracht kommen.

4. Erweiterte Joukowskische Profilform.

Th. v. Kármán und E. Trefftz[1]) haben im Anschluß an eine Bemerkung von Kutta[2]) die von Joukowski zur Konstruktion des Profils verwendete Transformation (8) etwas erweitert und für ihren Fall durch direkte Rechnung die in (1) und (2) wiedergegebenen allgemeinen Formeln für Auftriebsgröße und -Moment bestätigt. Ihr Ausdruck für das Moment ist nur infolge ungünstiger Wahl des Bezugspunktes wesentlich komplizierter.

Man kann Gl. (8), indem man einmal $2c$ addiert und einmal $2c$ subtrahiert und daraus den Quotienten bildet, auf die Gestalt

$$\frac{z-2c}{z+2c}=\left(\frac{\zeta-c}{\zeta+c}\right)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

bringen, an der man auch ohne die in Abschnitt 2 angestellte Rechnung erkennt, daß dem durch B und B_1 gehenden Kreis in der ζ-Ebene (Abb. 9) ein doppelt durchlaufener Kreisbogen durch die Punkte $z = \pm 2c$ (B' und B'_1 in Abb. 9) entspricht. Denn wenn A ein beliebiger durch ζ bestimmter Punkt des erstgenannten Kreises ist, so werden die komplexen Zahlen $\zeta \pm c$ durch die Vektoren BA bzw. B_1A dargestellt und wenn A' dem A vermöge (8) oder (12) zugeordnet ist, die Zahlen $z \pm 2c$ durch $B'A'$ bzw. B'_1A'. Da der Quotient zweier komplexer

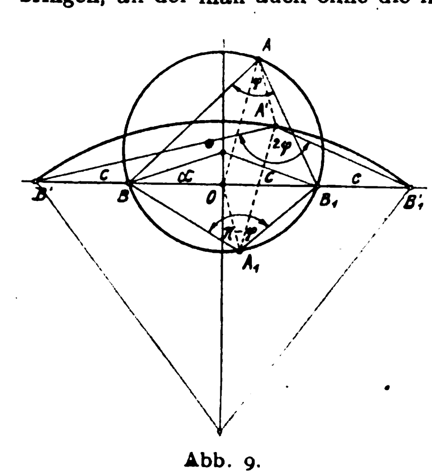


Abb. 9.

[1]) Diese Zeitschr. IX (1918), S. 111 bis 116.

[2]) Sitzungsber. d. bayer. Akad. d. Wiss., math.-physik. Klasse 1911, S. 77.

Zahlen zum Winkelargument den Winkel der beiden die Zahlen darstellenden Vektoren hat, so besagt (12), daß $\sphericalangle B'A'B'_1 = 2 \sphericalangle BAB_1$. Nun ist bekanntlich ein Kreisbogen durch die Eigenschaft gekennzeichnet, einen konstanten Peripheriewinkel zu besitzen; somit wird der Kreisbogen BAB_1 in einen Kreisbogen $B'A'B'_1$ von doppeltem Peripheriewinkel übergeführt. Der untere, durch BB_1 begrenzte Bogen des ursprünglichen Kreises hat den Peripheriewinkel, der den des oberen zu 180° ergänzt, die doppelten Winkel ergänzen sich demnach zu 360° und führen so zu demselben Bogen über $B'B_1'$.

Man kann nun (12) sehr einfach dahin abändern, daß das gegenseitige Entsprechen gewisser Kreisbögen gewahrt bleibt, ohne daß aber dem Vollkreis durch BB_1 zweimal derselbe Kreisbogen entspricht. Setzt man nämlich

$$\frac{z-c'}{z+c'}=\left(\frac{\zeta-c}{\zeta+c}\right)^n, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

wo c' eine noch zu bestimmende Konstante, n einen von 2 verschiedenen Exponenten bezeichnet, so entspricht jedem Kreisbogen durch BB_1 ein Kreisbogen durch $z = \pm c'$ mit dem n-fachen Peripheriewinkel. Die Bögen, die den beiden Teilen eines Kreises durch BB_1 entsprechen, haben somit Peripheriewinkel, die um $n\pi$ verschieden sind, schneiden sich daher, wenn n wenig größer oder kleiner als 2 ist, unter dem spitzen Winkel $\pm (n-2)\pi$. Die Konstante c' ist aus der Bedingung zu bestimmen, daß (13) die in Gl. (6) festgelegte Form annimmt, d. h. daß das Unendliche in z und ζ einander identisch entspricht. Kürzt man in (13) die Zähler und Nenner durch z bzw. ζ und entwickelt nach $\frac{1}{z}$ bzw. $\frac{1}{\zeta}$, so lauten die ersten Glieder

$$1-\frac{2c'}{z}\ldots\ldots = 1-\frac{2nc}{\zeta}\ldots\ldots,$$

so daß $c' = nc$ gesetzt werden muß, damit im Unendlichen $z = \zeta$ wird. In der Tat ergibt mit diesem Wert von c' die Auflösung von (13) nach ζ unter Entwicklung nach fallenden Potenzen von z:

$$\zeta = z - \frac{n^2-1}{3}\frac{c^2}{z}\ldots\ldots \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Es ist also der Koeffizient a_1 von $\frac{1}{z}$ reell somit $\gamma = 0$, d. h, die »zweite Achse« des Profils hat die Richtung der x-Achse.

Das Kreisbogenzweieck (die Sichel), in das der Kreis durch BB_1 bei der Transformation (13) übergeht, stellt noch kein Profil in unserem Sinne dar, da es nicht eine, sondern zwei singuläre Stellen aufweist. Aber man kann in ganz gleicher Weise wie bei er Joukowskischen Transformation zu einem richtigen Profil gelangen, indem man (13) auf einen Kreis anwendet, der nur B am Umfang, B_1 aber im Innern, nahe

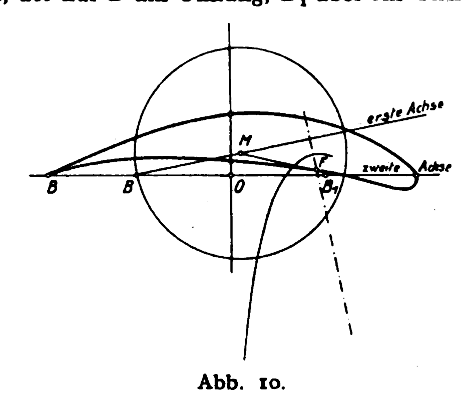


Abb. 10.

dem Umfang enthält. Diese Profile sind es, die v. Kármán und Trefftz behandeln. In Abb. 10 ist ein derartiges Profil mit $n = 1{,}95$ mit Hilfe einiger berechneter Punkte skizziert. Der Verlauf des Umrisses ist im großen ganzen derselbe wie beim Joukowski-Profil, nur daß das linke Ende nicht eine Spitze, sondern eine sehr spitzwinkelige Ecke, eben mit dem Winkel $-(n-2)\pi = 0{,}05\,\pi = 9°$ darstellt.

Die Konstruktion der Profile ist bei den kleinen in Betracht kommenden Werten von $n-2$ nicht sehr einfach. Sie erfolgt am besten mit Hilfe eines Netzes aus zwei Kreisscharen, wie es Kármán und Trefftz andeuten.

Von den Parametern, die den Auftrieb bestimmen, sind die Länge a als Halbmesser des Grundkreises, dann die »erste Achse« in BM der Lage und Richtung nach, endlich die Richtung FO der zweiten Achse (reelles a_1) unmittelbar gegeben. Um noch den Brennpunkt F zu finden, müssen wir vom Mittelpunkt M aus unter dem Winkel $-\beta$, also auf der Geraden, die von M zum zweiten Schnittpunkt des Kreises mit der x-Achse führt, die Länge $MF = -\frac{a_1}{a} = \frac{n^2-1}{3}\frac{c^2}{a}$ auftragen. Damit sind die Auftriebs-Verhältnisse vollständig bestimmt. Umgekehrt sieht man, wie man bei Annahme einer Geraden BM als Leitlinie und eines Punktes F als Brennpunkt der Auftriebsparabel zu gegebenem a, β und n die Lage von M und B finden und daraus das Profil konstruieren kann. In Fig. 10 ist zu dem entworfenen Profil die Auftriebsparabel eingezeichnet.

Will man die Abhängigkeit der Druckpunktwanderung von dem Kantenwinkel des Profilendes übersehen, so wird man bei festgehaltenem Kreis den Wert von n zu variieren haben. Es bleibt dann auch die »erste Achse« BM und die Gerade MB_1, auf der F liegt, fest und der Parameter h_0 der Auftriebsparabel wächst proportional MF, also proportional n^2-1. Nun muß man aber bedenken, daß die Längsabmessungen des Profils ungefähr mit n wachsen, weil mit $c' = nc$ die Abszissen der singulären Punkte der Abbildung in diesem Maße sich verändern. Daher ist die verhältnismäßige Änderung in der Druckpunktwanderung durch $\frac{n^2-1}{n}$ bestimmt, sie wird günstig, wenn man n unter den Joukowskischen Wert 2 sinken läßt. Bei einem Kantenwinkel von 12^0 hat man $n = 2 - \frac{1}{15}$ und daraus die Veränderung der Druckpunktwanderung $\frac{n^2-1}{n}$, entsprechend einer Verbesserung um 5,4%.

Im Zusammenhang mit dem oben Gesagten kann man jetzt schließen, daß Verminderung der Wölbung, Erhöhung der Dicke, Vergrößerung des Kantenwinkels die Druckpunktbewegung günstig beeinflussen. Zu Profilen mit festem Druckmittelpunkt gelangt man aber auch hier, wie in dem ursprünglichen Joukowskischen Fall, nur bei der Wölbung null, d. h. bei symmetrischen »Streben«-Profilen.

(Schluß folgt.)

Bücher-Besprechungen.

Einführung in die theoretische Physik mit besonderer Berücksichtigung ihrer modernen Probleme. Von A. Haas. Erster Band. Leipzig 1919. Verlag Veit & Co. Gr. 8°. VII und 384 Seiten. Mit 50 Abbildungen im Text.

Theoretische Lehrbücher schreiben ist eine große Kunst. Bringt man das unvermeidliche mathematische Beiwerk knapp und elegant, dann stolpert der Leser über die Formeln, setzt man die Dinge hübsch breit und »klar« auseinander, dann erstickt der Leser in den Formeln. In beiden Fällen geht ihm leicht der »Faden« verloren.

Wohl der größte Vorzug des Buches von Haas ist die Vermeidung beider Fehler. Die Darstellung ist, dank dem Geschick des Verfassers und der gründlichen Ausarbeitung, außerordentlich klar, ohne eigentlich breit zu werden. So verliert der Leser das Ziel nicht aus den Augen. Das merkt er vor allem an den vereinzelten Ausnahmen, wo der »Faden« ihm ein wenig entgleitet und wo man die Ableitungen ohne Verzicht auf Klarheit vielleicht doch noch kürzen, wo man Formelrechnungen durch anschauliche Betrachtungen ersetzen könnte. Über die Behandlung der Vektor-Analyse, die ja vielfach nur als kurzschriftliche Darstellung der Ergebnisse verwendet wird, während man zu neuen Erkenntnissen zumeist auf den Krücken des Koordinatensystems fortschreitet, läßt sich streiten: »Reinheit der Methode« ist für ein Lehrbuch nicht maßgebend. Und man hat Seite für Seite den Eindruck des wohl Durchdachten, sorgfältig Bearbeiteten, vor allem, wenn man die häufigen Rückverweisungen und die verschwindende Zahl von Versehen in dem ganzen Buch beachtet. Der vorliegende 1. Band umfaßt die Kinematik und Dynamik, die Lehre von der Elektrizität, vom Magnetismus und vom Licht, einschließlich der neuesten Elektronentheorie. Uns Flugtechniker gehen vor allem die Kapitel I bis IV (Mechanik), V (Bewegung starrer Körper), VI (Strömungslehre) und VIII (Schwingungen) an.

Der Ingenieur, der das Buch aufschlägt, meint freilich in eine andere Welt zu blicken. Alle Betrachtungen brechen (bewußt, vgl. Vorwort) da ab, wo ein Beispiel oder eine Anwendung möglich wird. Ganz abgesehen von der notwendigen Beschränkung, ist es doch wohl nicht richtig, vor dem Physikstudierenden, der später entweder selbst in der Praxis tätig ist oder als Lehrer künftige Praktiker unterrichten soll, ein Gebäude mit prachtvoller Architektur, aber mit Stuben ohne Dielen aufzuführen, das ihm den Eindruck erweckt, als sei seine Wissenschaft nur Selbstzweck. In Verbindung mit anderen Lehrbüchern und einem wahrhaft physikalischen Unterricht dagegen wird auch dieses Werk, das die Zusammenhänge oft in ganz eigenartiger Weise beleuchtet und blitzartig neue Beziehungen erkennen läßt, sich äußerst nützlich erweisen.

Everling.

Flugtechnik. Grundlagen des Kunstfluges. Von A. Pröll. München und Berlin 1919. Verlag R. Oldenbourg. 8°. X und 332 Seiten mit 95 Textabbildungen. Preis geh. M. 24,20, geb. M. 26,40 und ein Sortimentsaufschlag.

Das Lehrbuch der Flugtechnik! Zwar ist es nicht die von vielen schmerzlich entbehrte »Hütte der Flugtechnik«, doch ist es die erste zusammenfassende Darstellung dessen, was die Flugwissenschaft als Kriegsgewinne zu buchen hat. Als »Lernbehelf für den Studierenden« und als Handbuch für den Flugzeugbauer erstrebt das Werk »einmal die unmittelbare praktische Brauchbarkeit und sodann die Betonung des Zusammenhanges der flugtechnischen Rechnungen mit den Lehren der Mechanik«. Das zweite Ziel ist sicherlich erreicht: Die eingehende Darstellung, die reichhaltigen Literaturangaben im Verein mit übersichtlicher Gliederung und Registern machen aus dem Lehrbuch ein wertvolles Nachschlagewerk für den Fachmann. Dagegen wird ein Buch wohl noch lange auf sich warten lassen, das der allzu schwierigen Aufgabe, dem Konstrukteur etwas unmittelbar praktisch Brauchbares in die Hand zu geben, gerecht zu werden vermag. Dazu gehören vor allem Zahlenwerte, Kataloge von Flügelprofilen, Gewichtstatistiken, Angaben über Abmessungen, Querschnitte, Materialfestigkeit und anderes mehr, das der Verfasser mit Absicht und wohl auch unter dem Zwang der Verhältnisse beiseite gelassen hat. Gerade für die Anforderungen der Praxis können auch die vollständigsten Literaturangaben nicht das leisten, was eine Anzahl Tabellen bietet. Doch wäre ein solches Tafelwerk eine große besondere Aufgabe.

Dazu kommt eine zweite Schwierigkeit, die einmal klar ausgesprochen werden muß: Strömungslehre und Flugzeugmechanik bedingen zum vollen Verständnis ein weitgehendes Eindringen auch in die mathematischen Beziehungen. Diese dem Benutzer wirklich nahezubringen, erfordert ein Buch für sich. Werden nur die Schlußformeln mitgeteilt, um den Stoff in wenigen Abschnitten unterzubringen, so wird weder der Lernende noch der Nachschlagende voll befriedigt. Anderseits möchten wir meinen, daß gerade die Früchte der Strömungslehre, die für den Flugzeugbau wertvoll und verwertbar sind, sich in leicht verdaulicher Form darbieten lassen, auch bei dem heutigen Stand der Stabilitäts- und Wirbelberechnung. Hier hat der Verfasser durch Abschätzungsverfahren und Näherungsformeln zuweilen wertvolle Vereinfachungen erzielt.

Inhaltlich beschränkt sich das Buch auf gewöhnliche Ein- und vornehmlich Doppeldecker. Die Eigenheiten von Groß-, Riesen- und vor allem Wasserflugzeugen werden in Sonderwerke verwiesen.

Wenn wir im folgenden die verschiedenen Abschnitte besprechen, sei es uns gestattet, auch auf Einzelnes einzugehen, gerade weil wir dem Buche die Verbreitung wünschen, die es verdient. Denn eine Kritik an Einzelheiten ist ein Lob des Ganzen.

Das Werk beginnt mit dem tragenden Mittel, der Zusammensetzung, dem Druck, der Temperatur und Dichte der Luft, der Berechnung der Flughöhe und der Zurückführung gemessener Steigleistungen auf mittlere Luftverhältnisse. Für die Luftdichte wird (S. 3) eine Faustformel von Everling mitgeteilt, die jedoch von Munk stammt und auch nicht für ein Temperaturgefälle von 5°/km, sondern aus einer »genauen« Formel von Everling (für tatsächlich beobachtete Temperaturmittelwerte!) abgeleitet ist. Die Formel von v. Mises dagegen beruht auf der Annahme linearen Temperaturabfalls. Und Gl. (5a) ist nicht die Umkehrung von dieser, sondern von der »genauen« Formel. Ferner scheint es gewagt, wenn nur die Bodentemperatur bekannt ist, mit normaler Temperaturabnahme zu rechnen und die am Barographen abgelesenen Höhen danach zu berichtigen.

Im zweiten Paragraphen über den Luftwiderstand werden die Newtonschen und die v. Lößlschen Formeln, der Impuls und zunächst ganz allgemein die hydrodynamischen Anschauungen besprochen. (Auf der Leeseite tritt, S. 13, nicht die vergrößerte Stauwirkung ein, sondern die Widerstand erzeugenden Wirbelsysteme.) Die Formeln für Auftrieb und Rücktrieb, die Lilienthalschen Polaren, Luftkräfte an Platten, Gleitflug, Angaben über Widerstandsbeiwerte von Flugzeugbauteilen, Vermeidung schädlicher Widerstände, Anstellwinkel für günstigste Leistung — diese Stichwörter geben ein Bild von dem reichen Inhalt.

Das folgende Kapitel bringt die Grundlagen der wirbelfreien Potentialströmung — theoretische Hydrodynamik — kurz, aber vollständig bis zur allgemeinen ebenen Strömung um einen Zylinder. In § 4 folgt die Wirbel-, Zirkulations- und Grenzschichtentheorie.



Der nächste Abschnitt zeigt, wie man durch Umformung aus den Kreiszylindern brauchbare Flügelprofile und die Strömung um sie erhält. (Hier findet der aufmerksame Leser Lücken, die sich durch die notwendige Beschränkung entschuldigen lassen, und Angaben, die er einschränken möchte.) Den Theorien der ebenen Strömung sind dann Messungen von Druck, Geschwindigkeit und Luftkräften an wirklichen Flügeln endlicher Spannweite gegenübergestellt.

Im nächsten Paragraphen werden die Randwirkungen endlicher Flügel, ferner die gegenseitige Beeinflussung bei Doppeldeckern und der Abwind an den Flügeln allgemein berechnet und an Beispielen erläutert; die große Fruchtbarkeit des Zirkulationsbegriffs wird damit ins rechte Licht gerückt. Die übersichtliche Anlage der Rechnungen erinnert an Müller-Breslaus Trennung der verschiedenen Einflüsse in der Statik.

§ 7 und 8 bringen Kurvendarstellungen zur Mechanik des Flugzeuges, zum Berechnen der Flugleistungen aus den bekannten Beiwerten von Auftrieb und Widerstand. (Der Beiwert 0,1 für die Abnahme des Schraubenschubes mit der Geschwindigkeit gilt jedoch nicht in der Allgemeinheit, wie er auf S. 132 verwendet wird.)

Der folgende Abschnitt bringt »Praktische Gesichtspunkte für den Entwurf eines Flugzeuges« in allgemeiner Form mit einigen Zahlenangaben über die Gewichtsverhältnisse und teilweise etwas kühnen Näherungsformeln für die Änderung des Wirkungsgrades mit der Geschwindigkeit. Daran schließen sich »Aufgaben«, die Ermittlung von Geschwindigkeit und Steigfähigkeit (wobei aus einer bekannten Formel der so allgemein nicht gültige Schluß gezogen wird, daß geringe Flächenbelastung die Steigleistungen verbessert), die Änderung dieser Größen durch kleine Änderungen der Hauptabmessungen mit Zahlenbeispielen und die Auswahl günstiger Profile für bestimmte Zwecke.

§ 10 bringt »Faustformeln für Flugzeugbewertung« (gewisse Schwächen der Näherungsformeln für geändertes Gewicht zeigt das Zahlenbeispiel; bei den Betrachtungen über den Einfluß der Wetterlage scheinen uns die Vernachlässigungen doch recht weit zu gehen).

Im elften und zwölften Kapitel werden Druckpunktwanderung und Längsstabilität (ohne die Geschwindigkeitsschwankungen) mit Beispielen für die Leitwerkberechnung, Ratschlägen für das Austrimmen von Flugzeugen und kurzer Darstellung der dynamischen Stabilität, in § 13 etwas kürzer die Querstabilität und Seitensteuerung behandelt.

Es folgen die wichtigsten Angaben über die Festigkeitsrechnung mit den Beispielen eines zweifach statisch unbestimmten Doppeldeckers.

Der Schlußabschnitt endlich handelt von Modellversuchen, Messungen an Flugzeugen auf dem Boden und in der Luft. (Warum man bei der Schwerpunktbestimmung, S. 296, das Flugzeug nicht auf die doch drehbaren Räder stellen darf, vermögen wir nicht einzusehen.) Sogar eine Anzahl von Instrumenten wird beschrieben. Mit einigen Zahlentafeln schließt der reichhaltige Textteil.

Eine Quelle wertvoller Erkenntnisse, die Frucht gründlicher, langjähriger eigener Arbeit und Erfahrung, ein Beweis eifrigen Literaturstudiums, wird das Buch die Flugwissenschaft verbreiten und vertiefen helfen. Everling.

Das Azetylen im Automobilbetrieb. Von Prof. C. F. Keel. Verlag Rascher & Co., Zürich 1919. 72 Seiten gr.°. 26 Abbildungen.

Das vom Direktor des Schweiz. Azetylenvereins geschriebene Werkchen ist eine Erweiterung der vom gleichen Verfasser geschriebenen Aufsätze in der Zeitschrift des Schweiz. Azetylenvereins. Es ist eine Zusammenfassung der während der Brennstoffnot in der Schweiz mit dem Azetylenbetriebe für Kraftfahrzeuge gemachten Erfahrungen und gliedert sich in eine Besprechung der besonderen Eigenschaften des Azetylens, der Betriebsergebnisse und der ausgeführten Konstruktionen. Danach hat der Azetylenmotor den Vorteil leichten Anwerfens und großen Wirkungsgrades und den Nachteil eines geringen Aktionsradius bzw. umständlicherer Wartung der Gaserzeuger oder — bei Betrieb mit gelöstem Azetylen — nicht unbedeutender Kosten. Bei Entwicklerbetrieb ist das Fahren mit Azetylen wirtschaftlich dem Betrieb mit flüssigen Brennstoffen überlegen, wenn 1 kg Karbid weniger als ½ kg flüssiger Brennstoff kostet. Die heutigen Vorrichtungen sind ein brauchbarer Behelf während der Brennstoffnot; eine weitere Entwicklungsmöglichkeit, besonders für Sonderzwecke — wie Motorbootsbetrieb — dürfte bestehen. Gsell.

Die Schule des Erfinders. Erfindungstechnik. Von Oberingen. Franz Fenzl. 104 Seiten. Bruno Kühn, München. Preis M. 4.

In Anlehnung an die beste Literatur über den Gegenstand weist der Verfasser klar und sicher die landläufigen Anschauungen über die Erfindung als ein Geschenk des Himmels zurück. Er zeigt, daß das Entdecken eines Bedürfnisses und das Entdecken der technischen Möglichkeit seiner Befriedigung die zwei Haupttätigkeiten beim Erfinden sind und planmäßig geschult werden können. Die Schulung der Beobachtungsgabe und die Erwerbung technischer Kenntnisse braucht dabei nicht unmittelbar zum Erfinden zu führen. Häufig treten Wahrnehmungen, die unbewußt blieben, plötzlich in das Wachbewußtsein, und dann scheint es so, als sei die Erfindung Ergebnis einer höheren Eingebung. In der Tat ist sie jedoch auf Betätigung der Beobachtungsgabe und vertiefte technische Kenntnisse zurückzuführen. — Die Anschauungen des Verfassers werden von jedem bestätigt werden, der sich eingehend mit einem Sachgebiet beschäftigt. Man kommt ganz von selbst auf Probleme und ihre Lösungen. Es gibt also in der Tat eine »Erfindungstechnik« durch planmäßige Schulung der entsprechenden geistigen Kräfte. Hierzu gibt das Buch eine kurze Anleitung.

Bader.

Die heutige industrielle Elektrochemie. Von Dr. F. Winteler. Verlag Rascher & Co., Zürich 1919. Sonderdruck aus »Technik und Industrie«, Heft 17 bis 24, 1918. 80 Seiten. Gr. 8°. 26 Abbildungen.

Die volkswirtschaftliche Bedeutung der Elektrochemie beruht nach dem vorliegenden Werk besonders auf der Möglichkeit, Großstromerzeugungsanlagen in den Zeiten geringer Belastung auszunutzen, d. h. bei nicht staubaren Wasserkräften die Energie in chemisch gebundener Form aufzuspeichern und bei staubaren Wasserkräften sowie Wärmekraftanlagen die Ausnutzung der Maschinen zu verbessern. Die demnach nur zeitweise voll zur Verfügung stehende Energie erfordert niedrige Anlagekosten der elektrochemischen Werke; eine Formel gibt die Gewinnmöglichkeiten, abhängig von Anlagekosten, Strompreis und Strombenutzungszeit.

Der Hauptteil der Schrift gibt eine Übersicht über die technisch durchgebildeten elektrolytischen und elektrothermischen Verfahren, während in der Schlußbetrachtung näher auf die für die Schweiz geltenden wirtschaftlichen Verhältnisse eingegangen wird und besonders die Strompreisfrage von Wasserkraft und Wärmekraftwerken beleuchtet wird. Danach sind Wärmekraftwerke, welche am Erzeugungsort minderwertige Brennstoffe zur Erzeugung von Nebenprodukten und Energie vergasen, wirtschaftlich den Wasserkraftwerken mindestens ebenbürtig. Gsell.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40, pt. — Fernsprecher: Amt Lützow 6508.

1. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Hauptmann Richard von Bentivegni, Berlin-Lichtenrade, Kaiser Friedrichstr. 6.

Hauptmann Max Borchers, Crimderode b. Nordhausen a. Harz.

Dipl.-Ing. Hermann Naatz, Bitterfeld, Kaiserstr. 58.

Dipl.-Ing. Wilh. Stoeckicht, München, Herzog Rudolfstr. 36.

Regbmstr. a D. Dr.-Ing. Felix Gentzen, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 36 a I

Lt. d. R. Krupp, Bienau b. Liebemühl, Ostpr.

Außerordentliche Mitglieder:

Berliner Verein für Luftschiffahrt E. V., Berlin W. 30, Nollendorfplatz 3.

2. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. F. R. Wendt, Berlin-Neukölln, Thiemannstraße 15.

Dipl.-Ing. Philipp Struve, Kiel, Scharnhorststr. 10/I b. Ahrens.

Dipl.-Ing. O. Enoch, Berlin-Schöneberg, Hewaldstraße 6.

Geh. Reg.-Rat u. Vortrg. Rat im Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen Prof. Dr.-Ing. Bendemann, Berlin SW. 11. Halleschestr. 17.

Dipl.-Ing. C. Goldstein, Frankfurt a. M., Dannecker-straße 2.

Die Geschäftsstelle.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Lastflugzeuge. Der Handley-Page-Dienst London—Paris—Brüssel stellt besondere Lastflugzeuge ein. Bei größeren Frachtmengen werden Preisermäßigungen gewährt.

Nach dem neuen Tarif kosten:

Bis 4½ kg	(10 engl. Pfd.)	2 sh. 6 d.	je Pfd.
von 4½—9 kg	(10—20 » »)	2 » 3 »	» »
» 9 —22½ kg	(20—50 » »)	2 » 0 »	» »
» 22½—45 kg	(50—100 » »)	1 » 9 »	» »
» 45 kg u. mehr	(100 » »)	1 » 6 »	» »
Passagiergepäck ohne Begleitung)		1 » 6 »	» »

Die Zahlen beweisen, um wie viel die Kosten des Lufttransportes verringert werden können, wenn große Frachtmengen regelmäßig befördert werden.

Wenn die Regierung eine bestimmte tägliche Menge Post und Fracht gewährleistete, wie es in Frankreich, Amerika und anderen Ländern geschieht, könnten die jetzigen Frachtsätze um ein beträchtliches verringert werden. (»Flight« Nr. 579, 29. Januar 1920.) ND. 7.

Fliegende medizinische Laboratorien. In einem Schreiben an die »Times« macht Ronald Roß den Vorschlag, »fliegende Laboratorien« in das Innere Afrikas zu entsenden, um den Eingeborenen ärztliche Unterstützung zukommen zu lassen. (Auszug aus »The Times«, 7. Februar 1920.) ND. 7.

Englischer transatlantischer Luftverkehr. Vier der größten Flugzeugfirmen Englands stehen in Unterhandlungen über ihren Zusammenschluß zur Gründung eines transatlantischen Luftverkehrs. Für die Verbindung mit New York, die einmal wöchentlich beabsichtigt wird, rechnet man 60 Stunden. (»Industrie- und Handelszeitung«, 7. Februar 1920.) ND. 7.

Sir Ernst Shackleton, der bekannte Südpolfahrer, äußert sich über einen **Südpolflug.**

Er empfiehlt zu diesem Unternehmen ein leichtes Wasserflugzeug mit geringer Spannweite, das in Verbindung mit einem Mutterschiffe wertvolle Aufklärungsdienste leisten könnte.

In Anbetracht der unendlichen Schwierigkeiten ist es natürlich erforderlich, daß vor Beginn eines solchen Fluges von der Eisgrenze an eine Reihe von Betriebstoffdepots angelegt werden. Die Entfernung vom letzten möglichen Landeplatz bis zum Pol beträgt etwa 1170 km; es fragt sich, ob ein Flugzeug in der Lage ist, bei den denkbar ungünstigsten Temperatur- und atmosphärischen Verhältnissen diese Leistung zu vollführen.

Auch muß in Betracht gezogen werden, daß es bei einer etwaigen Notlandung der Bemannung unmöglich wäre, den Rückweg in diesen unwirtlichen Eisregionen zu Fuß zurückzulegen, sie also einem elenden Tode preisgegeben wäre.

Bevor also ein solches Unternehmen in die Wege geleitet wird, sind alle Erfordernisse und Schwierigkeiten wohl zu erwägen. (Auszug aus »The Times«, London, vom 9. 2. 1920.) ND. 8.

Wettbewerbe.

Der „Flug rund um die Welt" wird wahrscheinlich erst 1921 ausgetragen werden, besonders auf Wunsch der Veranstalter selbst, die nicht mehr über genügend Zeit verfügen, eine derartig gewaltige Veranstaltung noch in diesem Jahr durchzuführen.

Beim ersten Luftderby wird es sich nicht um einen gewöhnlichen Wettbewerb handeln, daher haben die Veranstalter auch für dieses erste Jahr die Bedingungen nicht allzu schwierig machen wollen. Der Leiter des Wettbewerbes, Commodore Beaumont, befindet sich zurzeit in Japan, von wo er sich nach China und anschließend nach Europa begibt. Hier wird er England, Frankreich und Belgien besuchen.

An Preisen sind bis jetzt 150000 Dollar zusammengekommen, die Summe wächst jedoch von Tag zu Tag, so daß der Aero-Club von Amerika 1000000 Dollar zusammenzubringen hofft.

Die Teilnahme der Firmen Caproni und Handley-Page ist sicher, über Beteiligung französischer Firmen sind Vorbesprechungen im Gange. (»l'Auto«-Paris, 1. Februar 1920.)

Rundflug um den Atlant. Der »Amerikanische Aero-Club« beabsichtigt einen »Rundflug um den Atlant« als Wettbewerb auszuschreiben, der für die 18 der F.A.J. angeschlossenen Staaten offen ist.

Die vorgeschriebene Flugstrecke ist:

New-York (oder Atlantic City) —Cuba—Haiti, Porto-Rico, Caracas und Pernambuco, hierauf über den Atlant nach Dakar und Mogador, Casablanca, Portugal (oder Spanien), Biarritz; darauf Flug durch Frankreich mit Zwischenlandungen, die vom Aero-Club von Frankreich festzusetzen sind.

Von Frankreich geht es nach London oder irgendeiner anderen vom englischen Aero-Club zu bestimmenden Stadt; von dort nach Norwegen, Dänemark, Schweden und den Niederlanden; weiter über den Ozean, entweder über Irland und Kap Farewell (Grönland) nach St. Johns (Neufundland) oder über Irland direkt nach St. Johns; endlich nach Halifax, Portland und Boston.

Den Bewerbern steht es frei, Flugzeuge oder Luftschiffe zu benutzen. Die Preisbeträge sollen 100000 Dollar übersteigen. (»The Times«, London, vom 9. 2. 1920.) ND. 8.

Wasserflugzeug-Wettbewerb bei den belgischen Olympischen Spielen. Zwei Klassen:

a) Schnelle, einmotorige Flugzeuge, Geschwindigkeit im wagrechten Fluge mit voller Beladung mindestens 140 km/h; zwei Führer, die sich während des Fluges gegenseitig ablösen können; sie müssen fähig sein, einen Flug von mindestens 600 km ohne Wasserung zurückzulegen; Leergewicht ungefähr 150 kg, mindestens zwei Fluggäste.

b) Mehrmotorige Transportflugzeuge, Geschwindigkeit in wagrechten Fluge mit voller Beladung, mindestens 110 km/h, Leergewicht mindestens 200 kg; mindestens 6 Fluggäste mit 600 kg Gepäck, zwei Führer, die sich gegenseitig ablösen können. Anwerfen der Motoren nur durch Bordmittel.

Besondere Wettbewerbe.

a) Dauerwettbewerb, offen für Wasserflugzeuge beider Klassen; es kommt hierbei darauf an, in drei aufeinanderfolgenden Tagen so oft wie möglich eine Strecke von 600 km ohne Zwischenlandung in einem Rundflug Antwerpen—Tamise—Antwerpen—Doel—Antwerpen zurückzulegen. Die Versorgung mit Betriebsstoff darf nur nach vollständigem Durchfliegen jeder einzelnen Strecke und nur auf dem Wasser vor sich gehen. Die Beurteilung erfolgt nach Punkten und Klassen.

b) Schnelligkeitswettbewerb, offen für beide Klassen; die Schnelligkeit jedes Bewerbers wird bestimmt durch die mittlere Schnelligkeit, die er bei mindestens dreimaligem Durchfliegen der für den Dauerwettbewerb vorgeschriebenen Strecke erzielt hat.

c) Wettbewerb bezüglich Sicherheit im Flug und bei der Wasserung, offen für beide Klassen. Die Beurteilung richtet sich nach folgenden Gesichtspunkten: Anwerfen der Motoren durch die Bordmittel und Schnelligkeit des Abhebens vom Wasser mit voller Last (5 Punkte), Schnelligkeit der Aufrüstung (15 Punkte), höchste Höhe (5 Punkte), Manövrierfähigkeit auf dem Wasser (5 Punkte), Vorankergehen und Landen (5 Punkte), Rettungsmöglichkeit des Personals mit Bordmitteln, wenn das Flugzeug treibt (10 Punkte).

Für Kolonialflugzeuge sind vorgesehen:

a) Allgemeiner Wettbewerb für Kolonial-Wasserflugzeuge der ersten Klasse. — Beurteilung nach der Gesamtpunktzahl aus besonderen Dauer-, Schnelligkeits- und Sicherheitswettbewerben. Um an diesem Wettbewerb teilzunehmen, müssen die Apparate auf dem Luftweg in Antwerpen eingetroffen sein.

b) Allgemeiner Wettbewerb der zweiten Klasse. — Die Bedingungen sind die gleichen wie für den vorhergehenden Wettbewerb, nur muß das Wasserflugzeug beim Dauerwettbewerb mindestens 150 km unter Abstellen eines der Motoren zurücklegen.

Die Preise sind noch nicht amtlich veröffentlicht; voraussichtlich werden für jede Klasse drei Preise ausgesetzt, deren Gesamtsumme sich auf 50000 Fr. beläuft. Außerdem erhält der Sieger der ersten Klasse 150000 Fr., der der zweiten 250000 Fr.

Der Sieger des ersten allgemeinen Wettbewerbs erhält den F. Jacobs-Pokal, der des zweiten den Ehrenbecher des Königs Albert.

Die siegreichen Flugzeuge werden angekauft, und es ist wahrscheinlich, daß auf die prämierten Flugzeuge seitens der Regierung große Aufträge erteilt werden. (»l'Auto«-Paris, 23. Januar 1920.)



Höchstleistungen.

Die neue Formel der F A I für **Höhenrekord-Wertung** enthält, wie Prof. Berson in der letzten Sitzung der Deutschen Luftsport-Kommission feststellte, zweifellos einige Mängel. Trotzdem muß das F A I - Verfahren zum Vergleich der deutschen Flugleistungen mit dem Auslande maßgebend sein. Im übrigen soll die Höhe nach dem bisherigen Verfahren ermittelt und gleichzeitig mitgeteilt werden.

Die vom flugtechnischen Standpunkte richtigste Wertung der Flugleistung nach der erreichten Mindestluftdichte ist für das Publikum nicht anschaulich genug. Es will eine Höhenangabe haben. (Sonderbericht.)

Die französische Luftsportkommission hat verfügt:

Der Preis von Fr. 7000 des Pokals der Luftfahrt-Liga von Frankreich wird dem Flieger L. Bossoutrot zuerkannt für seinen Flug Paris—Casablanca mit 7 Fluggästen am 11. August 1919 (3183,88 km).

Als Rekorde werden anerkannt:

Entfernungsrekord auf grader Strecke, Führer und 7 Fluggäste, Strecke Paris—Casablanca (Toussus-le-Noble, Flugplatz Lt. Cafes, Casablanca) 1872,87 km, aufgestellt durch L. Bossoutrot.

Höhenrekord, Führer und 2 Fluggäste, am 20. 12. 19 in Villacoublay, Höhe 5890 m, von Henry Roget.

Höhenrekord, Führer und 2 Fluggäste, am 24. 12. 19, Höhe 6700 m, von Jean Casale.

Der Henry-Deutsch de la Meurthe-Pokal wird vorläufig dem Flieger Sadi Lecointe zuerkannt, der am 3. Januar 1920 den vorgeschriebenen Rundflug mit 266,31 km/h Geschwindigkeit ausführte. (»l'Auto«-Paris, 2. Februar 1920.)

Amerika.

Erfolgreicher Flug eines amerikanischen Hubschraubenflugzeugs. In den vergangenen Monaten hat der Erfinder in der Nähe von Washington mehrere erfolgreiche Versuche angestellt. Da er diese Flüge geheimhielt, konnte er nur durch Anwesenheit eines versteckten Zeugen beobachtet werden.

Der Beobachtende sah den Apparat senkrecht vom Boden bis etwa zu der Höhe eines Baumes aufsteigen und hierauf wieder langsam niedergehen, nachdem er sich eine kurze Strecke wagrecht in der Luft fortbewegt hatte. Der Apparat besteht aus einem vierrädrigen Fahrgestell mit Umlaufmotor und zwei großen Luftschrauben, die sich in verschiedenen Richtungen drehen. (»Aeronautics« Nr. 329, 5. Februar 1920.) ND. 7.

„A Text Book of Aeronautical Engineering" von Leutnant Alexander Klemin Pitman. Das neuerschienene flugtechnische Buch zeichnet sich durch seine klare, scharfe Darstellung aus. Die meisten Beispiele von Zeichnungen entstammen amerikanischen Quellen. Außerdem wird die Arbeit der Physikalischen Laboratorien in St. Cyr und Göttingen beschrieben. Besonders werden auch die Apparate, die in den bedeutendsten aeronautischen Zentren der Vereinigten Staaten in Anwendung sind, behandelt. (Auszug aus »The Times«, London, Jan. 1920.) ND. 8.

Neuer Brennstoff. Herr Otto Praeger, der zweite Vize-Generalpostmeister, Leiter des amerikanischen Luftpostdienstes, macht Mitteilung über erfolgreiche Versuche mit einem neuen Motorbrennstoff, der leichter und billiger ist als der bisherige.

Er besteht aus 38 Teilen Alkohol, 30 Teilen Benzin, 7,5 Teilen Äther und 4 Teilen Toloul.

(Nach »Power« vom 20. Januar 1920, S. 94, enthält der Brennstoff »Alcogas« nur 28 Teile Alkohol und noch 19 Teile Benzol. Der Brennstoffverbrauch betrug für Libertymotoren 12,5 l/h weniger als bei Benzinbetrieb. Vgl. TF 7.) (»The Aeroplane«, London, 28. I. 1920.) ND. 8.

Britisches Reich.

Entwicklung der Starrluftschiffe. Am 4. Februar wurde in der Kgl. Aeronautischen Gesellschaft ein Vortrag des Herrn M. Pritchard über »Starre Luftschiffe und deren Entwicklung« gehalten, der darauf hinwies, daß künftig das System des Handelsluftschiffes wesentlich vom Militärluftschiff abweichen wird. Ferner wird die Frage berührt, Luftschiffe mit Dampfmaschinen anstatt mit Verbrennungsmotoren auszurüsten, dieses Verfahren würde manches Vorteilhafte mit sich bringen, jedoch ist beim Dampf der Betriebsstoff- und Wasserverbrauch weitaus größer.

Zum Schluß wird noch darauf hingewiesen; daß die Verwendung anderer Brennstoffe als Benzin (wegen der Feuergefährlichkeit) dringend zu empfehlen sei, — z. B. des Paraffines. (Auszug aus »Daily Telegraph«, London, vom 5. II. 1920.) ND. 8.

Geräuschlose Motoren. Hartowh, Leslie & Co. haben die Erfindung eines geräuschlosen und feuersicheren Motors erworben. Die Auspuffgase verlassen den Motor (auf nicht näher bekannte Weise) mit 0,035 at Überdruck, machen daher keinen Lärm und lassen sich leicht kühlen. Zugleich soll sich billigeres, schweres Öl verwenden und die Leistung bis 6 km Höhe voll beibehalten lassen. (»Aeronautics«, 15. Januar 1920, S. 69.) ND. 7.

Deutschland.

Bedingungen für die leihweise Überlassung von Flugzeug-Instrumenten durch die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt. Die DVL verleiht zu folgenden Bedingungen ihre Meßgeräte:

Außer den Verpackungs- und Versandkosten wird eine der normalen Abnutzung entsprechende Gebühr erhoben. Der Entleiher wird für vorkommende Beschädigung an den Meßgeräten haftbar gemacht; der DVL nicht bekannte Antragsteller haben den Wert der Instrumente vor Versand bei ihr zu hinterlegen.

Im besonderen gelten folgende Sätze:

Höhenschreiber:		
	Hinterlegung . . .	M. 300
	Eichgebühr	» 15
	Verleihgebühr . . .	» 20
Höhenmesser:		
	Hinterlegung . . .	M. 250
	Eichgebühr	» 15
	Verleihgebühr . . .	» 15
Temperaturschreiber:		
	Hinterlegung . . .	M. 400
	Eichgebühr	» 30
	Verleihgebühr . . .	» 20
Kühlwasser-Fernthermometer:		
	Hinterlegung . . .	M. 400
	Eichgebühr	» 15
	Verleihgebühr . . .	» 20
Variometer:		
	Hinterlegung . . .	M. 400
	Eichgebühr	» 30
	Verleihgebühr . . .	» 25

Die Preise gelten für jede Woche, gerechnet von Versand bis Rückkunft.

Übrige Instrumente: Gebühren nach Übereinkunft.
(Sonderbericht.) ND. 8.

Organisation der Interalliierten Kontroll-Kommission für Luftfahrwesen:

Präsident: General Mastermann (Engländer).

a) Stab: Berlin.
b) Unterkommission für Herstellung (Bauwesen): Berlin. Vorsitzender: Oberst Dorand (Franzose).
Die Unterkommission ist beauftragt mit der Besichtigung, Bestandsaufnahme und der Verfügung über das Luftfahrzeugmaterial in den Fabriken; ihre Befugnisse erstrecken sich auf das gesamte Deutsche Reich mit Ausnahme der Fabriken, die ausschließlich Luftschiffe und Luftschiffmaterial herstellen (s. Ziffer 2g).
c) Unterkommission für Heeresluftfahrt (Preußen): Berlin. Vorsitzender: Oberst Burdett (Engländer).
d) Unterkommission für Heeresluftfahrt (Bayern): München. Vorsitzender: Major Herring (Engländer).
e) Unterkommission für Heeresluftfahrt (Sachsen): Dresden. Vorsitzender: Oberstleutnant Tournay (Belgier).
f) Unterkommission für Heeresluftfahrt (Württemberg): Stuttgart. Vorsitzender: Major Davey (Engländer).
g) Unterkommission für Marineluftfahrt Berlin. Vorsitzender: Oberstleutnant Sparling (Engländer).

Diese Unterkommission ist mit der Durchführung der die Marineluftfahrt betreffenden Bestimmungen des Friedensvertrages beauftragt. Ihre Befugnisse erstrecken sich auch auf die Fabriken, die ausschließlich Luftschiffe und Luftschiffmaterial hergestellt haben. (Siehe Ziff. 2b).

Fabriken, die Luftschiffe und Flugzeuge hergestellt haben, werden von der Unterkommission für Bauwesen (siehe Ziff. 2b) bearbeitet.

Die Tätigkeit der Unterkommissionen für Preußen, Bayern, Sachsen und Württemberg erstreckt sich in der Hauptsache nur auf den Besuch der Flugplätze, Parke und Depots und die Ausfüllung der vorgeschriebenen Formulare.

(Schreiben des Reichswehrministeriums Nr. 213/1. 20 Ia Luftfriko vom 4. Februar 1920.) ND. 7.

Holland.

Das holländische Luftnetz. Die Haupt-Gesellschaften, die sich gebildet haben, sind:

1. Spyker-Trompenberg Co. Geplante Luftlinie Holland—Deutschland—Skandinavien.
2. Nederlandsche Vliegtuigfabriek Co., Amsterdam, Flugzeugbau, Einrichtung von Schulen und Flughäfen. Direktor: Fokker.

Sie richten folgende Linien ein: Vlissingen—Rotterdam—Haag—Amsterdam—Groningen; Vlissingen—Bois-le-Duc—Arnhem — Verbindung nach Deutschland; Amsterdam—Utrecht—Arnhem—Maastricht — Verbindung nach dem Süden. (»l'Auto«, Paris, 10. II. 1920.) ND. 8.

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbeschreibung. Das 4800PS-Vickers-Riesenflugzeug mit acht 600 PS-Rolls-Royce-Condor-Motoren, die zu je zwei (gestaffelt) nebst einem Motorwart in einer Kabine sitzen und auf je zwei Schrauben (eine vor, eine hinter der Kabine) arbeiten, ist aus Vickers-Spezial-Duralumin gebaut und außen mit Consuta bekleidet, macht etwa 175 km/h und trägt 32 Fluggäste in 16 Zweipersonenschlafhütten. 13 weitere Personen können im Speisesaal schlafen. Flugweite 2250 km. Die Gesamtlänge beträgt 70, die Spannweite 100, die Flügeltiefe 9 m. — Flugsport. Bd. 11, 10. Dezember 1920, S. 910/11 (1 Sp., 3 Abb.). E. FT. 7.

Flugzeugbeschreibung. Das Flugzeug des armen Mannes in Italien. Mehrere italienische Firmen stellen jetzt kleine und billige Flugzeuge her, um früheren Militärfliegern den Flugsport zu ermöglichen.

Nachstehend eine kurze Beschreibung fünf solcher Kleinflugzeuge, die sich bereits im Betrieb befinden:

Die Ardea-Ente, von Ernest Breda, ein Doppeldecker mit einfacher Höhenflosse und 45 PS-Anzani-Motor am Hinterende. Die Flügel haben V-Stellung und Pfeilform.

Der 35 PS-Gabardini-Zweidecker.

Spannweite und Länge	2,5 m
Fläche	9,0 m²
Luftgekühlter Y-Anzani-Motor	

Das Macchi 16-Wasser- und Landflugzeug, dessen Räder leicht und schnell durch Schwimmer ersetzt werden können, hat 30 PS-Anzani- oder 40 PS-Gnat-Motor.

Spannweite	6,0 m
Länge	4,2 m
Fläche	12,0 m²
Höchstgeschwindigkeit (mit 30 PS)	120 km/h
» (mit 40 PS)	135 km/h
Leergewicht	160 kg
Nutzlast	95 kg
Vollgewicht	255 kg
Flugweite (mit 30 PS)	250 km
» (mit 40 PS)	300 km
Bausicherheit	10fach

Das Wasserflugzeug ist 20 kg schwerer als das Landflugzeug.

Pensuti-Dreidecker.

Motor	35 PS-Y-Anzani
Spannweite	4,0 m
Höhe	2,4 m
Länge	3,8 m
Steigfähigkeit	1 km in 15 min
Fluggewicht	230 kg
Behälterinhalt	2 h
Benzinverbrauch	10,1 l/h
Ölverbrauch	2,7 l/h

Ricci-Dreidecker R. 6.

Fläche	11 m²
Länge	3,75 m
Spannweite	3,50 m
Motor	40 PS-Anzani 6 Zyl.-Sternmotor
Geschwindigkeit	40/110 km/h
Behälterinhalt für	4 h
Leergewicht	150 kg
Nutzlast	150 kg

The Aeroplane (Aeronautical Engineering). Bd. 18. 28. Januar 1920, S. 214 (2. Sp., 3 Abb., 2 Zahlentafel). vK. TF. 8.

Flugzeugbeschreibung. Fortschritte im Wasserflugzeugbau (Schluß, vgl. S. 29). Zum Bau der NC-Riesenflugzeuge wurde bei der Curtiss Engineering Corporation eine neue Halle für zwei Flugzeuge errichtet. Zur Lieferung der wichtigeren Bauteile wurden andere Fabriken herangezogen. Auch am Stützpunkt Rockaway Black wurde eine Doppelhalle eingerichtet. Bei einer neuartigen Rollbahn, die ermöglicht, die Flugzeuge mit geringer Hilfsmannschaft zu Wasser zu lassen, ruht das Boot in passenden Sattelstücken auf vierrädrigen Karren, wird so mit Hilfe eines Motorschleppers aus der Halle geholt und die geneigte Bahn heruntergelassen, bis es schwimmt. Die Wagen laufen weiter herab und bleiben unter Wasser liegen bis zum Wiedereinholen.

Das erste Flugzeug dieser Art war etwa 1 Jahr nach Inangriffnahme des Entwurfes flugbereit. Es hat sich sehr gut bewährt und damit die Zuverlässigkeit der Vorausberechnungen erwiesen. Die wichtigste Verbesserung gegenüber den ersten Flugversuchen war einer neuen Schraubenart und der Einführung hochverdichteter Liberty-Motoren zu verdanken. Hiermit konnte das Abfluggewicht, das ursprünglich auf rd. 10 t bemessen war, auf 11,2 t gesteigert werden. Außerdem wurden elektrische Motoranlasser, die ersten bei den Liberty-Flugmotoren eingebaut. Eine weitere Verbesserung ergab sich (März 1919) beim NC-2 durch Motoren mit Rädervorgelege. Da die Bauart die Mehrbelastung vertragen konnte, wurden 4 Motoren dieser Art eingebaut, und zwar paarweise hintereinander. Die Gewichtsvermehrung hierdurch betrug nur 680 kg, dagegen stieg das Abfluggewicht auf 12,7 t, so daß 816 kg Nutzlast gewonnen war.

Die beiden letzten NC-Flugzeuge (April 1919) erhielten ebenfalls je 4 Motoren, doch lagen in der Mitte zwei Motoren hintereinander, die beiden anderen auf den Unterflügeln mit Zugschrauben. So wurde das Trägheitsmoment um die Längsachse verringert.

Für den Flug über den Ozean, an dem NC-2 nicht teilnehmen konnte, weil seine Flügel für den im Sturm beschädigten NC-1 gebraucht wurden, waren die Flugzeuge besonders sorgfältig mit allen Sicherungen und Meßgeräten ausgestattet. Jeder Motor war mit eigener Anlaß- und Drosselanlage versehen. Die Geschwindigkeit wurde mit einem verstärkenden Staudüsengerät nach Zahm gemessen. Kursänderungen wurden durch Kreiselgeräte nach Sperry angezeigt; in England dienen hierzu zwei Pitotrohre an den Flügelenden.

(Zum Schluß werden die aus anderen Veröffentlichungen bereits bekannten Leistungen und Einzelangaben über Abmessungen und Gewichte mitgeteilt.) — J. C. Hunsaker. American Machinist. Bd. 51, 31. Januar 1920, S. 611/16 (11¼ Sp., 3 Lichtbilder, 4 Schaulinien, 4 Zahlentafeln). Hr. TF. 7.

Hubschrauben. Versuche mit Hubschraubenflugzeugen. Die Amerikaner Hewitt und Crocker haben als Ergebnis ihrer Bemühungen, Schrauben mit 9—18 kg/PS Hubkraft herzustellen, ein neuartiges Hubschraubenflugzeug gebaut. Die Tragkraft soll das Eigengewicht nach genauen Messungen um 125 kg übertroffen haben. Das Aufsteigen wurde indes verhindert, weil die Aufgabe des Wiederlandens noch nicht gelöst ist.

Für die Versuche dienen einstweilen zwei 100 PS-Elektromotoren, so daß die Drehzahl leicht geändert und die Stromleistung jederzeit festgestellt werden kann.

Die beiden gleichachsigen, gegenläufigen, zweiflügeligen Schrauben haben 15 m Dmr. Ihr Abstand beträgt 2 m, so daß der Wirkungsgrad der unteren Schraube möglichst wenig beeinträchtigt wird.

Der große Schraubendurchmesser ermöglicht hohe Umfangsgeschwindigkeit und große geförderte Luftmengen.

Die Breite der Schraubenflügel beträgt 0,78 m, ihre Länge 4,5 m. Sie stecken vor ihrem Druckpunkt auf einem 8 m langen Stahlrohr und bestehen aus einem Aluminiumgerippe mit einer flügelprofilförmigen Aluminiumblechhaut. Eine Untersetzung für Verwendung von schnellaufenden Flugmotoren besteht aus zwei elastischen Zahnkränzen, mit denen an zwei gegenüberliegenden Stellen Treibräder auf den wagrechten Kurbelwellen der beiden Motoren kämmen.

Die Zahnkränze, die auf Stahlschienen sitzen, werden durch Rollen, die gegen Flanschringe der Scheiben drücken, in Eingriff gehalten. Man könnte so eine beliebige Zahl von Motoren symmetrisch anordnen. — Beim Versagen eines von zwei Motoren kann der andere noch ein langsames Niedergehen bewirken. — Skerret. Aeronautics. Bd. 18. 5. Februar 1920, S. 122 (1½ Sp., 1 Lichtbild) und Scientific American. Bd. 121, 13. Dezember 1919, S. 576 (6 Sp., 3 Lichtbilder). Ri. TF. 8.

Luftschiffhallen. Neuere Systeme von Luftschiffhallen. Zu den bekannten Anforderungen an Luftschiffhallen: Schutz gegen Witterungseinflüsse, gefahrloses Ein- und Ausbringen des Luftschiffes, Längsachse tunlichst in Richtung des vorherrschenden Windes, Möglichkeit von Instandsetzungen am Luftschiff, sind neuerdings, abgesehen von dem Wunsch nach Drehbarkeit, nach Raum für mehr als ein Luftschiff und nach Sicherheit gegen Bombenabwürfe, die Forderung nach schneller Lieferung und nach Verlegbarkeit hinzugekommen. Am schnellsten aufstellbar ist die Ermus-Halle aus geraden Dreiecksdachbindern ohne Seitenwände. Die Binder sitzen unmittelbar auf dem Boden, werden flachliegend fertiggestellt und dann aufgerichtet. Ebenso kann die Halle niedergelegt werden. Bei einem anderen Verfahren werden bogenförmige Binder, deren Füße am Boden in Gelenken ruhen, durch Einsetzen weiterer Bogenstücke an einem Ende hochgebaut.

Bemerkenswert ist der Entwurf der Deutschen Maschinenfabrik für eine drehbare zweischiffige Halle von 180 m Länge, die nicht auf einem Drehkreis, sondern auf einer Mittelsäule aufgesetzt ist. Bei einem Entwurf des Marinebaumeisters Busch dient eine Drehhalle in Verbindung mit einer Reihe fester Hallen dazu, die Luftschiffe in der Windrichtung aufzunehmen, um sie dann (wie eine Drehscheibe) in die zugehörige feste Halle zu leiten.

(An die Beschreibung dieser Entwürfe schließen sich statische Betrachtungen.) — W. L. Andree. Der Eisenbau. Bd. 11. 13. Januar 1920, S. 18/38 (36 Sp., 50 Abb.). Hr. TF. 7.

Luftschraubenberechnung. Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust. Nach Betrachtungen über die Analogie zwischen Flugzeugtragflügel und Schraubenflügel wird für Treibschrauben der Satz bewiesen, daß die wirtschaftlichste Strömung so ist, als wenn die von jedem Schraubenflügel erzeugte Wirbelfläche erstarrt wäre und sich mit einer bestimmten Geschwindigkeit nach hinten verschöbe. Bei der rechnerischen Ableitung ergeben sich weitere Beziehungen über die gegenseitige Beeinflussung infolge der Wirbelung. Für die Verteilung der Zirkulation über den Schraubenflügel ergeben sich Näherungsformeln. — Betz, mit einem Zusatz von Prandtl. Nachrichten von der Kgl. Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, mathematisch-physikalische Klasse 1919, Heft 2, S. 193/217 (24 Sp., 8 Abb.). E. TF. 7.

Materialbearbeitung. Das Schweißen von Aluminium ohne Fremdmetall und Flußmittel (»autogen«) ist nicht möglich. Zum Anschmelzen von Gußstücken (löten) wird (nach dem Verfahren Foramus der »Chemischen Werke Waren, Loch f. Co.«) zwischen den aneinandergestoßenen Metallkanten ein Aluminiumdraht geschmolzen. Dazu gehört das Foramus-Lötpulver zum Vermeiden von Oxydbildung, ferner Löttinktur zum Anfeuchten des Lötpulvers und schließlich die Lötstangen aus verschiedenen Aluminiumlegierungen. Z. B. zum Verbinden von Aluminium mit kupferhaltigen Verbindungen und zum Dichten poröser Stellen dienen besondere Legierungen. Der Schmelzpunkt ist je nach dem Zweck verschieden. Die Festigkeit der Schweißung entspricht dem reinen Aluminium. Fehlende Bruchstücke lassen sich durch das Lötmetall ersetzen. Das Mittel hat sich für Luft- und Kraftfahrzeuge bewährt. — Industrie und Technik. Bd. 1. Februar 1920, S. 59 (1 Sp., 2 Abb. eines beschädigten Motorkurbelgehäuses vor und nach dem Schweißen). E. TF. 8.

Meßgerätebeschreibung. Bestimmen der Flugleistungen abhängig von der augenblicklichen Luftdichte. Viele Eigenschaften des Flugzeuges hängen nur von der Luftdichte und nicht von der Höhe ab, aber die gebräuchlichen Instrumente nehmen darauf noch nicht die nötige Rücksicht, obgleich die beobachteten Luftdichteschwankungen in Bodennähe einem Höhenunterschied von mehr als 1 km, in größeren Höhen noch einen Unterschied von 0,4 bis 0,6 km entsprechen. Man hat daher die Flugleistungen auf die Luftdichten zu beziehen, oder, wie es schon üblich ist, auf die im Jahresmittel zugehörige Höhe (die freilich von Ort zu Ort wechselt). Da auch der Brennstoffverbrauch im praktischen Bereich proportional der Luftdichte ist, so empfiehlt sich ein Gerät, das diese unmittelbar anzeigt.

Zu dem Zweck werden am Barometer Kreise gleicher Temperatur und Kurven gleicher Luftdichte eingezeichnet (ähnlich wie es Fuhrmann 1913 bei Geschwindigkeitsmessern ausgeführt hat), so daß aus der Stellung des Höhenzeigers bei bekannter Temperatur sogleich die Luftdichte abgelesen werden kann. — Mario Tenani. Atti della Reale Accademia dei Lincei, Rendiconti. Bd. 28 (2) Heft 1—2, 1919, S. 34/38 (5 Sp., 3 Abb., 4 Zahlentafeln). E. TF. 7.

Meßgerätebeschreibung. Flugzeug-Steuerzeiger. Im Nebel verliert der Flieger oft das Gefühl für die richtige Lage. Zum Messen der Querneigung mittels der geflogenen Kurven dient der Drexler-Steuerzeiger, bei dem ein Kreisel, der um eine durch seinen Schwerpunkt gehende Achse kippbar in einem wagrechten Rahmen aufgehängt ist und sich außerdem mit 20000 Uml./min um eine wagrechte Achse dreht. In der Kurve tritt infolge der Präzession Kippen ein, das »entsprechend gedämpft« (nämlich durch eine gedämpfte Feder gehemmt) wird, und es erfolgt ein Zeigerausschlag. Zum Antrieb dient ein Drehstromerzeuger mit Flügelrad mit verstellbarer Steigung, das durch den Fahrwind betätigt wird.

Eine »Libelle« (Stahlkugel in gebogenem Rohr) zeigt das Hängen. Sie kann in der Kurve um einen einstellbaren Betrag nachgedreht werden, so daß die Schräglage nach Gefühl und Flugzeugbauart gewählt werden kann.

Auch Höhen- und Geschwindigkeitsmesser können eingebaut werden. Letzterer zeigt die Drehzahl des Generators an der Resonanzschwingung eines von 17 verschieden abgestimmten Plättchen. Neuburger. Verkehrstechnik. Bd. 1. 5. Februar 1920, S. 51/53 (4 Sp., 4 Abb.). E. TF. 7.

Meßgerätekunde. Über die Messung zeitlich veränderlicher Geschwindigkeiten von Gasströmen mit Staugeräten sind planmäßige Versuche angestellt, die auch für die Bewertung der Geschwindigkeitsmessungen in Flugzeugen Bedeutung haben. Mit einem empfindlichen Membranmanometer wird nach einem photographischen Aufzeichnungsverfahren gezeigt, daß plötzliche Änderungen der Luftgeschwindigkeit (durch eine Art Schlitzverschluß im Windkanal hervorgerufen) um so langsamer und unvollständiger angezeigt werden, je länger und weiter die Leitung war, je größere Luftsäcke sie enthielt und je mehr sie, vor allem am Staugerätende, gedrosselt war. Eine gewisse Drosselung vor dem Manometer hält jedoch die in der Leitung unvermeidlichen Schwingungen vom Meßgerät ab. — Seeliger und Lintow. Zeitschrift für technische Physik. Bd. 1. Nr. 1, 1920, S. 20/27 (14 Sp., 3 Abb., 14 Meßkurven, 1 Zahlentafel). E. TF. 8.

Motorbeschreibung. Zwei neue Fiat-Flugmotoren. Der Zwölfzylinder-400PS-V-Motor A 15 R wird jetzt auf den Markt gebracht. Magnete, Vergaser, Ventile, Wasser-, Ölpumpen usw. sind leicht zugänglich, trotzdem ist das Äußere der beiden Zylinderreihen mit den oben liegenden Steuerwellen völlig glatt verkleidet. Kurbelgehäuse und Kurbelwellen sind kürzer als beim Sechszylinder-Reihenmotor, der Massenausgleich ist vollkommen, der Gleichgang recht gut. Die Stahlzylinder, einzeln geschmiedet, sind zu je drei verschweißt und haben zu je sechs gemeinsame Kühlwassermäntel. Die Ansaugleitungen aus Stahlblech verlaufen innerhalb der Wassermäntel zwischen dem mittleren und äußeren Zylinder jeder Dreiergruppe, ein Meisterstück der Azetylen-Schweißung, das ein Vorwärmen des Gemisches ermöglicht. Die Vergaser sind außen aufgeschraubt. Jeder Zylinder hat vier Ventile, deren Spiel an den Schwinghebeln eingestellt werden kann. An jeder Zylinderreihe sitzen außen vier Auspufföffnungen. Die beiden Steuerwellen werden durch Kegelräder von der Mitte der Kurbelwelle aus mit teleskopartig verlängerbaren Zwischenwellen angetrieben, desgleichen die Ölpumpe unten im Kurbelgehäuse. Wasser- und Luftpumpe werden vom Hinterende der Kurbelwelle aus angetrieben. Diese läuft in 5 Weißmetallagern und je einem sehr schweren Kugellager an jedem Ende. Die Kolben sind aus leichten Aluminiumlegierungen mit Gußeisenringen. In der Mitte sitzen zwei Magnete, die Verteilerscheiben nach außen, zwischen den Vergasern. Diese regeln selbsttätig bei allen Motordrehzahlen, sind aus Aluminiumguß und speisen je drei Zylinder. Die Schrauben sind 1:1,51 untersetzt, ihre sehr große Welle läuft auf schweren Trag- und Drucklagern. Die Bohrung der Zylinder beträgt 120 mm, der Hub 150 mm, die Betriebsdrehzahl 2300 Uml./min, die Höchstleistung 425 PS bei 2300 Uml./min, die Höchstdrehzahl der Schrauben 1500 Uml./min. Das Leergewicht beträgt 360 kg, mit Wasser und Kühler 410 kg.

Der Neunzylinder-300PS-Sternmotor A 18 mit Wasserkühlung hat auf der Pariser Ausstellung Aufsehen erregt. Die neun Schmiedestahl-Zylinder mit aufgeschweißten Wassermänteln sitzen rings um ein Aluminiumkurbelgehäuse. Die Ansaugleitungen liegen innerhalb der Kühlmäntel. Jeder Zylinder hat vier Ventile, die von einer einzigen Nockenscheibe mit Stoßstangen gesteuert werden. Die einfach gekröpfte Kurbelwelle läuft in Kugellagern und trägt die Haupt- und die acht Nebenkurbelstangen. Auf dem hinteren Gehäusedeckel sitzen zwei Zündmagnete, die auf je neun wagrecht unter den Ventilen eingesetzte Zündkerzen wirken. Auf der Hinterseite liegt auch die Zweikolben-Ölpumpe und gleich darunter die Wasserpumpe. Der einfache Vergaser mit Höhenregelung auf derselben Seite sendet das Gemisch durch Öffnungen im Kurbelgehäuse zu den Ansaugrohren. Die Betriebsdrehzahl ist 1800 Uml./min, bei 2000 Uml./min leistet der Motor 320 PS. Das Gewicht beträgt leer 230 kg, mit Wasser 250 kg. — Flight. Bd. 18, 29. Januar 1920, S. 126/127 (3 Sp., 3 Lichtbilder der beiden Motoren). E. TF. 7.

Strömungslehre. Modell zur Versinnbildlichung der Wirbelgesetze. Wenn sich ein Holzzapfen in Wasser dreht und gleichzeitig vorwärts bewegt wird, erfährt er durch das Zusammenwirken der umlaufenden und fortschreitenden Flüssigkeitsströmung einen Auftrieb. Das Modell eines Schiffes mit nach unten herausragendem Holzzapfen wird daher seitlich abgetrieben. Ein zweites Modell, mit zwei Holzzapfen, die sich um ihre Achse und außerdem senkrecht dazu mit ihrem Gehäuse drehen, liefert den Vortrieb einer Wasserschraube. — Gümbel. Schiffbau. Bd. 21. 28. Januar 1920, S. 337/339 (4½ Sp., 8 Abb.). E. TF. 7.

Zeichenwesen. Leuchtfeuer für die Luftfahrt. Die Gas-Accumulator Co. in Brentfort, Erbauer vieler See-Leuchttürme, hat kürzlich auf dem Hounslow-Flugplatz ein neues Leuchtfeuer aufgestellt, das ein Jahr lang völlig ohne Wartung arbeiten soll. Das ist für Luftverkehrslinien in unbewohnten Gegenden sehr vorteilhaft. Das Hauptfeuer geht schwach aufwärts mit 70000 HK Helligkeit. Vier gekrümmte Spiegel werfen das Licht nach oben, was für ein Luftfahrt-Leuchtfeuer wesentlich ist. Die mit Dissousgas (Azetylen) in tragbaren Stahlzylindern gespeisten Glühstrümpfe werden selbsttätig ausgewechselt, wenn sie beschädigt sind. Durch die Gasströmung zum Brenner wird das Linsensystem in Umdrehung versetzt. In einem Fall geben die vier Linsen in jeder Minute zwölf Lichtblitze. Ein »selbsttätiger Laternenanzünder«, der als »Sonnenventil« bezeichnet wird, sorgt dafür, daß unterhalb einer bestimmten Tageshelligkeit das Licht brennt. — Flight. Bd. 12. 29. Januar 1920, S. 124/125 (3 Sp., 2 Lichtbilder des »Aga«-Leuchtfeuers, 1 Kurvendarstellung der Helligkeitsverteilung). E. TF. 7.

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Herrn Hauptmann G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Deutschland.

Zur Patentverlängerung.

Die Gesellschaft zur Errichtung eines deutschen Erfindungsinstituts hat auf ihrer Jahresversammlung folgende Entschließung angenommen:

»Die Jahresversammlung vertritt in Übereinstimmung mit dem Mitglied der Gesellschaft, Herrn Prof. Junkers in Dessau, den Standpunkt, daß eine Verlängerung der Patentdauer um die Kriegsjahre notwendig ist, und bittet die zuständigen Behörden sowie die Nationalversammlung, dafür einzutreten.«

Internat. Patent-Wacht vom 1. 2. 20.

Amerika.

Nach einem Erlaß des Präsidenten vom 25. November 1919, veröffentlichte die Bundes-Handels-Kommission (Federal Trade Commission) am 29. November 1919 folgende Bekanntmachung:

Es wird hiermit allen Bürgern der Vereinigten Staaten und allen darin ansässigen Gesellschaften die Genehmigung erteilt, im Lande eines Feindes oder des Verbündeten eines Feindes Anträge auf Patenterteilung oder auf Eintragung einer Handelsmarke, eines Druckes, einer Etikette oder eines Urheberrechtes einzureichen oder weiter zu verfolgen, und in Verbindung damit alle Gebühren oder Vertretergebühren zu bezahlen, auch an einen Feind oder Verbündeten eines Feindes alle Taxen, Jahresgebühren oder sonstigen Gebühren in Angelegenheiten von Patenten, Handelsmarken, Drucken, Etiketten und Urheberrechten zu bezahlen.

29. November 1919.

(Off. Gaz. vol. 269, Nr. 2 p. 193.)

Frankreich.

Ein französisches Dekret vom 27. Januar 1920 verfügt die Aufhebung der während des Krieges auf dem Gebiete des Patentrechts erlassenen beiden Dekrete vom 14. August 1914, betreffend Fristunterbrechungen auf dem Gebiete des Patentrechts und des Marken- und Musterschutzrechts, und vom 27. Mai 1915, betreffend Einführung vorübergehender Maßnahmen auf dem Gebiete des gewerblichen Rechtsschutzes. Durch das neue Dekret wird daher im allgemeinen die vor dem Kriegsausbruch bestehende internationale Gesetzgebung mit Ausnahme der in dem Dekret enthaltenen Abweichungen, und selbstverständlich unbeschadet des Friedensvertrags wieder hergestellt. Soweit infolge des Krieges Fristen abgelaufen oder unterbrochen sind, wird eine Nachholung der versäumten Rechtshandlungen vorgesehen. So werden die für die Ausnutzung eines in Frankreich erteilten Patents oder für die Einstellung der Ausnutzung vorgesehenen gesetzlichen Fristen, soweit sie nicht bereits vor dem 1. August 1914 abgelaufen waren, um zwei Jahre vom Tage der Veröffentlichung des Dekrets ab verlängert; bei Patenten, die erst nach dem 1. August 1914 angemeldet sind, beginnt der Lauf der zweijährigen Frist erst mit dem Tage der Veröffentlichung des Dekrets. Die in Art. 4 der internationalen Pariser Konvention vom 20. März 1883, revidiert durch das Washingtoner Abkommen von 1911, vorgesehenen und am 1. August 1914 noch nicht abgelaufenen Prioritätsfristen werden bis zum 31. Juli 1920 verlängert. Die Vergünstigungen des Dekrets finden auf ausländische Staatsangehörige nur bei Gewährleistung völliger Gegenseitigkeit Anwendung. (»Journal Officiel«.)

Aufhebung der Kriegsbestimmungen für Patente.

Durch Verordnung vom 13. Dez. 1919 werden die Bestimmungen des Gesetzes vom 12. April 1916 bezüglich der Erfindungen, die im Interesse der nationalen Verteidigung einer Beschlagnahme unterliegen, von diesem Datum ab aufgehoben. (»Journal Officiel«, Paris, vom 16. Dez. 1919.)

Portugal.

Der Ministerrat hat bestimmt, daß der Erlaß vom 4. Sept. 1917, nach dem eine Ausnahmebehandlung des gewerblichen Handelseigentums der feindlichen Untertanen verfügt wurde, im vollen Umfange aufgehoben wird, so daß das vor diesem Erlaß geübte Verfahren von neuem in Kraft tritt.

Spanien.

Königlicher Erlaß vom 20. Dezember 1919, betr. Gebührenzahlung[1]).

Art. 1. Die Ausnahmemaßnahmen betr. das gewerbliche Eigentum, die infolge des Krieges durch Kgl. Verordnung vom 23. September 1914 und Kgl. Erlaß vom 25. Februar 1916 getroffen worden sind, endigen am 31. März 1920. Infolgedessen kann die Zahlung der Jahresgebühren für die 5 Jahre, für die die Verordnung zutrifft, bis zu dem angegebenen Tage ohne irgendwelchen Zuschlag und bis zum 30. Juni 1920 mit den gesetzlich vorgeschriebenen Zuschlägen erfolgen.

Art. 2. Diese Vergünstigung wird nach dem Grundsatz der Gegenseitigkeit allen denjenigen Ländern gewährt, die Spanien das gleiche Vorrecht zugestehen.

Gaceta de Madrid Nr. 335 vom 21. Dezember 1919, S. 1274.

Tschecho-Slowakischer Staat.

Aufhebung der Kassa des Patentamtes. Gesetz vom 29. Oktober 1919. — Kundgemacht am 21. November 1919.

§ 1. Die Kassa des Patentamtes wird aufgehoben. Alle Gebühren für dieses Amt sind bis auf weiteres auf das Konto des Patentamtes beim Postscheckamte zu berichtigen.

§ 2. Dieses Gesetz erlangt 14 Tage nach seiner Kundmachung Wirksamkeit.

Prager Patentblatt 1919 Nr. 9/10 S. 1.

Patentanmeldungen.

Ausgelegt am 12. 2. 20. Einspruch bis 12. 4. 20.

77h, 5. F. 43731. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. Befestigung für Maschinengewehre. 28. 9. 18.

77h, 5. R. 45370. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Vorrichtung zur Verbindung von Holm und Verspannungskabel. 11. 1. 18.

77h, 6. A. 29814. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Flugzeugpropeller. 25. 10. 17.

77h, 15. L. 44231. Johann Stephan Leschke, Kiel, Papenkamp 6. Bergevorrichtung für Luftschiffsbesatzungen. 14. 6. 16.

Ausgelegt am 16. 2. 20. Einspruch bis 16. 4. 20.

77h, 5. M. 66879. Eugen Ludwig Müller, Charlottenburg, Fasanenstr. 67. Rotationsmotor mit Absaugung der Auspuffgase durch den hohlen Propeller. 20. 9. 19.

Ausgelegt am 19. 2. 20. Einspruch bis 19. 4. 20.

77h, 5. N. 17293. Dr. Ernst Neuber, Charlottenburg, Kaiserdamm 99. Geschütz-Riesenflugzeug; Zus. z. Pat. 305039. 26. 4. 18.

77h, 9. S. 49245. Siemens-Schuckertwerke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Fahrgestell für Flugzeuge. 18. 11. 18.

77h, 15. Z. 10874. Zeppelin-Werke G. m. b. H., Staaken. Befestigung von Luftfahrzeug-Kühlern. 3. 4. 19.

Erteilte Patente.

Ab 16. 2. 20.

77h, 5. 320245. Fa. Grünberg u. Kurda, Ingenieure, Charlottenburg. Sperrvorrichtung für den Anlaßschalter von Flugzeugmotoren. 20. 2. 18. G. 46300.

77h, 5. 320246. Dr.-Ing. Hugo Junkers, Aachen, Frankenburg. Gepanzerter Rumpf für Flugzeuge. 25. 12. 17. J. 18529.

77h, 5. 320251. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft Berlin. Hilfsklappensteuerung für Flugzeuge. 15. 3. 18. A. 30320.

77h, 5. 320371. Automobil & Aviatik A.-G., Leipzig-Heiterblick. Maschinengewehranordnung für Flugzeuge. 27. 1. 17. A. 28996.

77h, 5. 320410. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Doppelsteuerung für Flugzeuge. 19. 10. 18. L. 47326.

77h, 6. 301635 »K«. Christian Lorenzen, Neukölln, Münchenerstraße 46. Verstellbarer Propeller. 11. 2. 17. L. 44999.

Gebrauchsmuster.

Veröffentlicht am 16. 2. 20.

77h, 666098. Signal Ges. m. b. H., Kiel. Befestigungsklemme für freihängende Luftleiter. 21. 12. 14. S. 35130. Durch Zeitablauf erloschen.

77h, 732059. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Anschlußbeschlag für Stiele. 10. 12. 19. S. 43473.

77h, 732076. Hermann Pauli, Münster i. W., Jüdefelderstr. 2. Ausgleichsteueranordnung an Flugzeugen. 19. 1. 20. P. 32584.

77h, 732213. Max Traut, Düsseldorf, Luisenstr. 20. Betriebsvorrichtung für den Antrieb für Flugzeugmodelle. 24. 1. 20. T. 21144.

77h, 732410. Dr.-Ing. Hugo Junkers, Aachen-Frankenburg, Bismarckstr. 68. Sitz, insbesondere für Kleinflugzeuge. 21. 1. 20. J. 19327.

Verlängerung der Schutzfrist.

Die Verlängerungsgebühr von M. 60 ist für die nachstehend aufgeführten Gebrauchsmuster an dem am Schluß angegebenen Tage gezahlt worden.

77h, 665324. Franz Bernards, Chemnitz, Dorfstr. 5. Sicherheitsschloß für Fliegergürtel usw. 1. 2. 17. B. 76413. 27. 1. 20.

[1]) Prager Patentblatt 1919 Nr. 9/10 S. 1.



77h, 699384. Albatros-Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Bootskörper usw. 21. 12. 16. A. 26595. 27. 12. 19.

46c, 656535. Emil Sauer, Hamburg, Königstr. 31/35. Vorrichtung zur Speisung des Vergasers usw. 4. 11. 16. S. 37921. 3. 2. 20.

46c, 662182. Oskar Kersten, Berlin, Turmstr. 48. Spritzvergaser usw. 8. 3. 17. K. 69717. 2. 2. 20.

46c, 663093. Benz & Cie. Rheinische Automobil- und Motorenfabrik Akt.-Ges., Mannheim. Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen. 24. 2. 17. B. 76553. 21. 1. 20.

46c, 663094. Benz & Cie. Rheinische Automobil- und Motorenfabrik Akt.-Ges., Mannheim. Zylinderblock für Verbrennungskraftmaschinen. 24. 2. 17. B. 76554. 21. 1. 20.

Änderungen in der Person des Inhabers.

Eingetragene Inhaber der folgenden Patente sind nunmehr die nachbenannten Personen.

Veröffentlicht 12. 2. 20.

46c, 301999. L. E. Rhyner, Uerikon-Stäfa, Schweiz; Vertr.: Dr. G. Rauter, Pat.-Anw., Berlin W 9.

Veröffentlicht 16. 2. 20.

46c, 719691. Fa. Julius Höflich, Fürth i. B.

Zurücknahme von Anmeldungen.

a) Die folgende Anmeldung ist vom Patentsucher zurückgenommen.

46a, G. 40920. Verbrennungskraftmaschine. 8. 3. 15.

46c, W. 43330. Zündstromverteiler für Verbrennungskraftmaschinen, bei dem eine umlaufende Bürste mit einer Mehrzahl von Kontaktstücken in Berührung kommt, die ihrerseits zu den verschiedenen Zylindern führen. 15. 6. 14.

Erteilte deutsche Patente.

77h, 9. 316987. Otwi-Werke m. b. H. in Bremen.

Die Erfindung bezieht sich auf ein Fahrgestell mit pneumatischer Abfederung und besteht darin, daß in einem starren Fahrgestellrahmen zwei zur Abfederung dienende, von einem im Rumpf des Flugzeuges angeordneten Preßluftbehälter unter Druck gehaltene Preßluftzylinder mittels Kugelgelenkes oder Doppelgelenkes angelenkt sind, während die Kolbenstangen der Preßluftzylinder mit der Laufräderachse durch Doppelgelenke verbunden sind.

Bei dem Gegenstande der Erfindung kann das richtige Zusammenpassen der vereinigten Teile durch Besichtigung von außen her nachgeprüft werden. Zugleich sichern alle Teile einander in ihrer gegenseitigen Lage, so daß keine besonderen Sicherungen nötig sind, Verschraubungen und Durchbohrungen des Holmes sind auf das geringste Maß beschränkt worden.

Patent-Ansprüche.

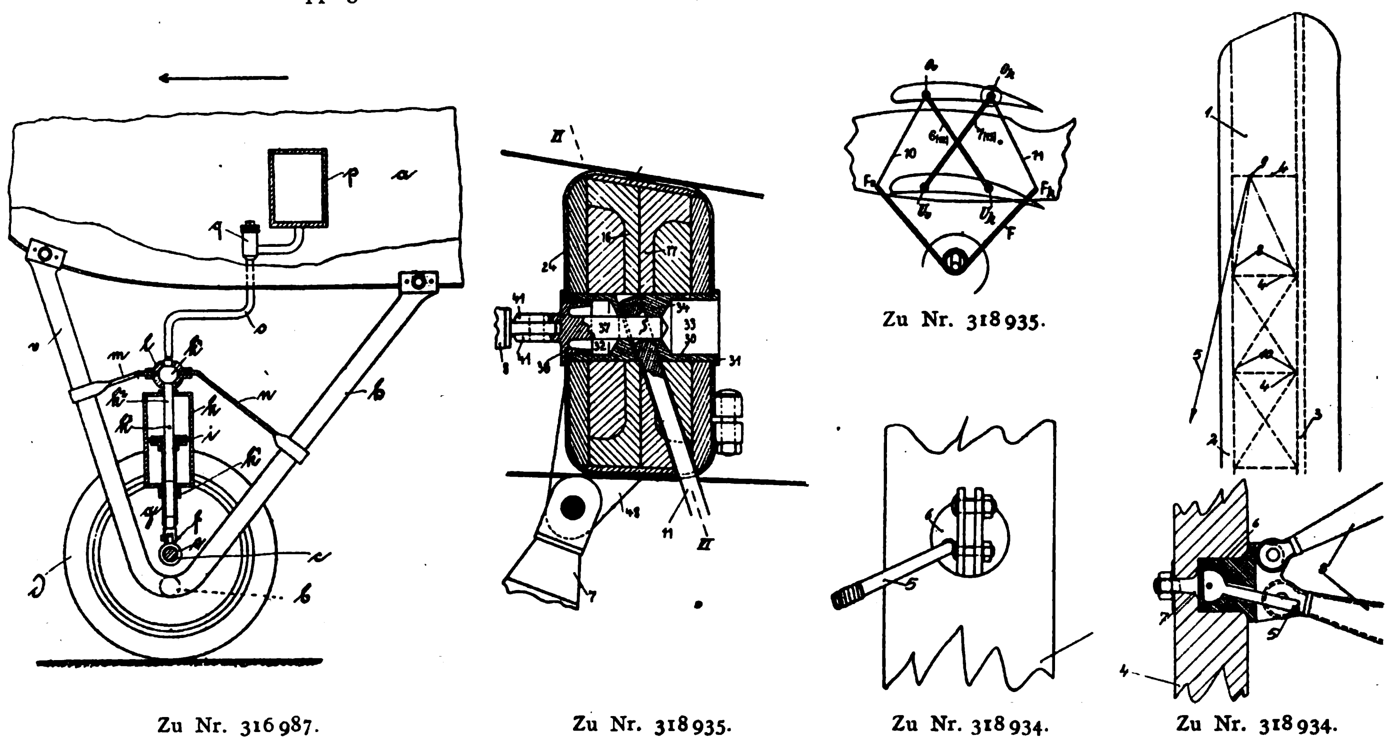
1. In den Holm eingebetteter Befestigungskörper für Knotenpunkte von Flugzeugtragwerken, gekennzeichnt durch eine zweiteilige, ineinanderschraubbare und mit Flanschen o. dgl. sich gegen die Holmwände stützende Büchse (30, 36), deren einer Teil (36) ein in den Hohlraum des andern (30) hineinragendes, zum Halten eines querliegenden Verspannungsteiles (11) dienendes Bolzenstück (37) trägt und auf der Außenseite in bekannter Weise mit einem zum Anschluß der Innenverspannung dienenden Flansch (41) versehen ist.

2. Befestigungskörper nach Anspruch 1, gekennzeichnet durch ein den Hohlraum der Büchse durchsetzendes Brückenstück (34), das dem Bolzenstück (37) des Schraubteils als Auflager dient und es dadurch gegen Abbiegen schützt.

77h, 5. 318934. Zugverbindung für Flugzeuge. Rumpler-Werke G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 13. März 1917 ab. — Das Wesen dieser Zugverbindung besteht darin, daß sie nicht unmittelbar an dem Tragflächenholm, sondern an einem beliebigen Punkt eines zwischen den Tragflächenholmen vorgesehenen Verbindungsstückes angreift. Durch Verlegen des Angriffspunktes dieser Zugverbindung an dem Verbindungsstück kann man eine Vergrößerung oder Verkleinerung der Beanspruchung des einen oder des anderen Tragflächenholmes bewirken. Damit keine Verdrehung des Verbindungsstückes stattfinden kann, wird die Zugverbindung derart angebracht, daß deren Achse durch die neutrale Achse des Verbindungsstückes hindurchgeht. Außerdem sind an der Zugverbindung noch zwei Druckstreben vorgesehen, deren Mittellinien ebenfalls durch die neutrale Faser des Verbindungsstückes hindurchgehen, so daß das Verbindungsstück weder auf Verdrehung noch auf Biegung beansprucht wird, sondern die durch die Zugverbindung hervorgerufene, in der Tragflächenebene liegende Kraftkomponente durch die Druckstreben in die Tragflächenholme übergeleitet wird.

Patent-Ansprüche:

1. Zuverbindung für Tragflächen, dadurch gekennzeichnet, daß ein Zugorgan (5) nicht unmittelbar am vorderen oder hinteren



Zu Nr. 316987. Zu Nr. 318935. Zu Nr. 318935. Zu Nr. 318934. Zu Nr. 318934.

77h, 5. 318935. Befestigungskörper für Knotenpunkte. Rumpler-Werke A.-G. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 16. Juni 1918 ab.

Die Erfindung bezieht sich auf solche Knotenpunktkonstruktionen für das Tragwerk von Flugzeugen, bei welchen zur Vermeidung unerwünschter Nebenspannungen die Hauptkräfte zentrisch zusammengeführt sind und ferner zur Vermeidung einer Sprengwirkung auf den aus Holz bestehenden Tragholm die zusammengeführten Kräfte von einem zylindrischen Metallkörper aufgenommen werden, der, durch die neutrale Faser des Holmes gehend, auf dem Holz satt aufliegt.

Tragholm (2 oder 3) einer Tragfläche (1), sondern an einem zwischen den Holmen (2 und 3) vorgesehenen Verbindungsstück in einem Punkte (4) angreift, der so gewählt ist, daß durch die größere Beanspruchung des einen und die geringere Beanspruchung des anderen Holmes eine günstige Verteilung der Beanspruchungen herbeigeführt wird.

2. Zugverbindung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß vom Angriffspunkt des Zugorgans (5) nach dem zunächst gelegenen Knotenpunkte der Innenverspannung zwei Druckstreben (8) laufen, um die Beanspruchung des Verbinduhgsstückes (4) auf Biegung zu vermeiden.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang — 31. März 1920 — Heft 6

Versuche mit einer besonderen Holmkonstruktion.

Von Karl Balaban.

In den Vorschriften des ehemaligen k. u. k. Fliegerarsenales bezüglich der Ausführung von Tragflächenholmen hieß es, daß die Holme aus zwei Teilen zwecks Vergütung zusammenzusetzen sind, der Länge nach aber nicht geschäftet sein dürfen. Später wurde gestattet, daß Holme aus Lamellen zusammengeleimt wurden, und auch der Länge nach wurde eine Schäftung erlaubt. Und trotzdem stieg die Materialknappheit immer mehr; von der Vorschrift, daß nur Fichte zulässig sei, wurde auch ausnahmsweise abgegangen und die Verwendung von Tanne, später auch von Kiefer gestattet. Bezüglich der beiden letzteren Holzarten herrschte aber eine allgemeine Unkenntnis ihrer Eigenschaften; besonders die so häufigen blauen Flecken bildeten ein ständiges Streitobjekt bei der Übernahme des Materiales, trotzdem durch wiederholtes Erproben und Vergleichen mit einwandfreiem Material kein Unterschied in den Festigkeitseigenschaften nachgewiesen werden konnte.

Um nun das spärlich vorhandene Material möglichst rationell auszunutzen, wurden im Materialprüflaboratorium konstruktion entsprechen und in Abb. 1 dargestellt sind. Sie bestehen, wie aus Abb. 2 deutlich ersichtlich ist, aus den Gurten a und den Seitenwänden b, die untereinander durch die Zahnfräsung verbunden werden. Das Profil der Zahnung ist aus Abb. 2 ersichtlich. Die Abmessungen des Holmes wurden so gewählt, daß der Einfluß infolge der Stabhöhe im Verhältnis zur Auflagerentfernung entsprechend klein blieb, was dadurch erreicht wurde, daß die Stabhöhe nur mit 8 cm angenommen war, wobei die Stützenweite 100 cm betrug. Trotzdem trat der Bruch vielfach infolge der Schubspannungen ein, wovon noch später gesprochen wird.

Die Holmstücke wurden nach einem bestimmten Schema angefertigt:

Zunächst waren Gurte und Wände nicht geschäftet, und die Teile untereinander mit Knochenleim geleimt (siehe Tabelle 3), Reihe A.

Eine zweite Reihe umfaßte ebenso ausgeführte Holme, aber mit Kaseinleim geleimt (s. Tabelle 4), Reihe B.

Die dritte Versuchsreihe war so ausgeführt, daß die eine Seitenwand in der Mitte, die andere in je etwa einem Drittel, also einmal bzw. zweimal geschäftet waren und mit Knochenleim (Tabelle 5), Reihe C.

Die vierte Versuchsreihe genau so, aber mit Kaseinleim geleimt war (s. Tabelle 6), Reihe D.

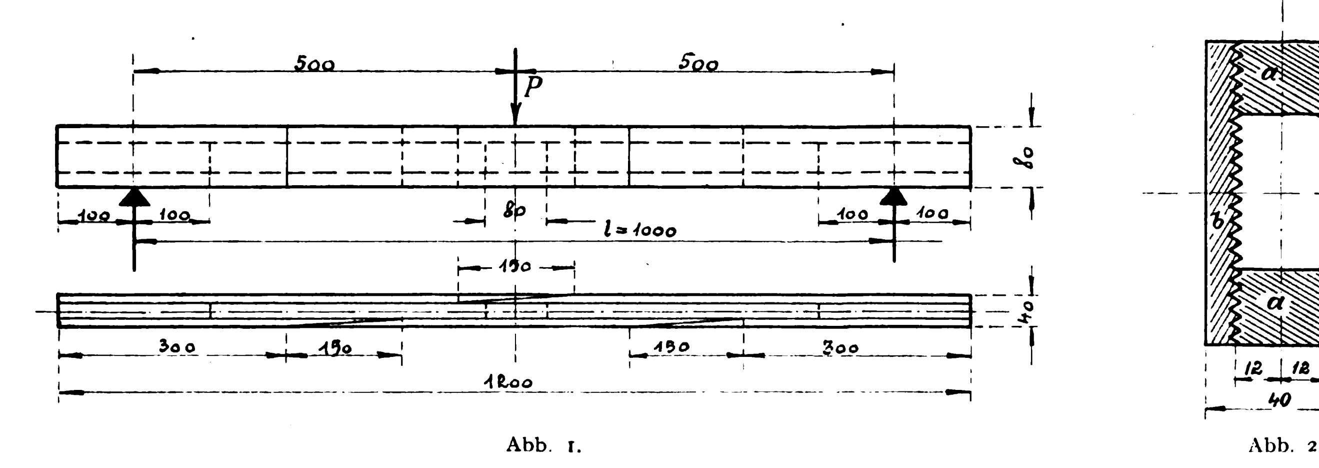
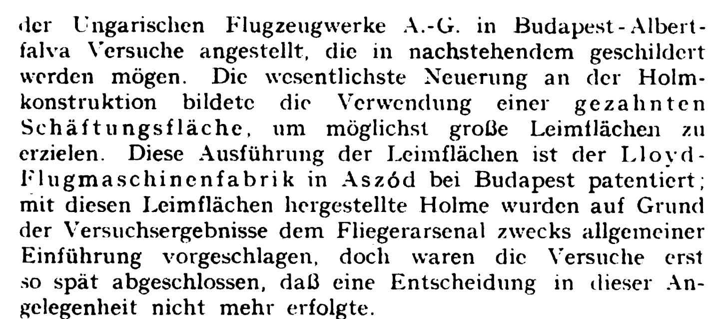


Abb. 1.

Abb. 2.

der Ungarischen Flugzeugwerke A.-G. in Budapest-Albertfalva Versuche angestellt, die in nachstehendem geschildert werden mögen. Die wesentlichste Neuerung an der Holmkonstruktion bildete die Verwendung einer gezahnten Schäftungsfläche, um möglichst große Leimflächen zu erzielen. Diese Ausführung der Leimflächen ist der Lloyd-Flugmaschinenfabrik in Aszód bei Budapest patentiert; mit diesen Leimflächen hergestellte Holme wurden auf Grund der Versuchsergebnisse dem Fliegerarsenal zwecks allgemeiner Einführung vorgeschlagen, doch waren die Versuche erst so spät abgeschlossen, daß eine Entscheidung in dieser Angelegenheit nicht mehr erfolgte.



Die Versuche sollten folgendes klarstellen:

1. Handelte es sich um den Nachweis, daß Schäftungen mit Zahnfräsung ebenso fest sind wie gewachsenes Holz und daher die Schäftung an jeder Stelle im Holz vorkommen kann und aus dem gleichen Grunde die Holme aus beliebig vielen Stücken zusammengesetzt werden können.

2. Sollte Aufklärung in die Frage gebracht werden, ob in betreff der Güte dieser Leimung ein Unterschied zu bemerken ist, wenn mit Knochenleim (also sog. Warmleim) oder mit Kaseinleim (also Kaltleim) gearbeitet wird, natürlich nur in bezug auf Festigkeit, nicht auf Wasserbeständigkeit.

3. Sollte die Verwendungsmöglichkeit von Fichte, Tanne und Kiefer klargestellt werden, um die schwer erhältliche Fichte jenen Zwecken vorzubehalten, wo sie unbedingt nötig ist.

Um nun diese Fragen zu klären, wurde eine große Anzahl von Probekörpern gemacht, die ungefähr der späteren Holm-

In jeder Versuchsreihe wurden die Proben laut Tabelle 1 zusammengestellt:

Tabelle 1.

Material der	
Gurte a	Seitenwände b
Fichte	Fichte
Kiefer	Kiefer
Tanne	Tanne
Kiefer	Tanne
Fichte	Kiefer
Kiefer	Fichte
Tanne	Kiefer
Fichte	Tanne

An den Auflagerstellen und im Angriffspunkte der Last wurden Packel eingeleimt, in der Mitte etwa 80 mm lang, an den Enden 200 mm, so wie dies bei Knotenpunkten oder stark beanspruchten Stellen auch in den Holmen geplant war. Für diesen Holm ergibt sich, wenn man die Querschnitte so auffasst, als ob sie aus gewachsenem Holz wären:

Tabelle 2.

Voller Querschnitt		Hohler Querschnitt	
Trägheitsmoment I	Widerstandsmoment W	Trägheitsmoment I	Widerstandsmoment W
171 cm⁴	43 cm³	158 cm⁴	36 cm³



Um von Zufälligkeiten unabhängig zu werden und einen Durchschnittswert zu erhalten, wurden stets drei gleich ausgeführte Holmstücke versucht, so daß in jeder Versuchsreihe 24 Stück zu erproben waren, womit sich die stattliche Reihe von 96 Proben ergab.

Nach der Fertigstellung wurden sie alle etwa eine Woche im Laboratorium gelagert, dessen Luftfeuchtigkeit unveränderlich etwa 48 v. H. betrug. In diesem Zustande wurden sie dann auch gewogen und geprüft.

Die Erprobung erstreckte sich auf die Feststellung der Biegungsfestigkeit. Sie wurde auf einer liegenden Festigkeitsmaschine für 10000 kg Maximallast von Tarnogrocki ausgeführt. Wegen der großen Fehler, die dieser Maschine eigen waren, und der Bruchlasten, die 1000 kg nicht überstiegen, wurde die Bruchlast nicht am Lastanzeiger der Maschine abgelesen, sondern an einem dazwischen geschalteten Federdynamometer für 1000 kg, das wiederholt geeicht und dessen Angaben nach den Eichdiagrammen verbessert wurden, so daß die Ergebnisse als einwandfrei gelten können. Die Wahl der Tarnogrockimaschine kam deshalb in Frage, weil von den übrigen Maschinen des Laboratoriums die von Mohr und Federhaff und eine hydraulische Presse, die sich sonst sehr gut geeignet hätten, für andere Zwecke bereit sein mußten, da sich die Versuche ja über mehrere Tage erstreckten.

Um ein Eindrücken an den Unterstützungs- und Lastangriffspunkten zu vermeiden, wurden Beilagen aus Kiefernholz verwendet, welche gut eingeweicht und an den Enden abgeschrägt waren, so daß sie sich der Biegung der Holme gut anschmiegen konnten und doch den Druck aufnahmen.

In den nachstehenden Tabellen 3 bis 6 sind die Ergebnisse der Erprobung zusammengestellt. In den Tabellen ist auch der Wert $\frac{\text{Gewicht}}{\text{Biegungsfestigkeit}}$ zu finden, der immerhin eine Art Kennziffer für das Material darstellt. Die Biegungs-

Tabelle 3.

Holme der Reihe A: Gurte und Wände nicht geschäftet, warm geleimt.

Prot. Nr.	Nr.	Holzart Gurte	Holzart Wände	Bruchlast kg	Gewicht G. g	Biegungsfestigkeit k kg/cm²	Wert $\frac{G}{k}$	Brucherscheinung Gurte	Brucherscheinung Wände
547	1	Fichte	Fichte	888	1 501	564	2,7	normal	
548	2	»	»	737	1 390	467	3,0	»	
549	3	»	»	847	1 511	537	2,8	»	
550	4	Kiefer	Kiefer	1 020	1 852	647	2,9	unbeschädigt	Schub
551	5	»	»	857	1 692	550	3,1	normal	
552	6	»	»	894	1 753	567	2,6	»	
553	7	Tanne	Tanne	747	1 333	474	2,8	»	
554	8	»	»	763	1 311	484	2,7	»	
555	9	»	»	779	1 306	494	2,6	normal	Schub
556	10	Kiefer	Tanne	867	1 543	550	2,8	normal	
557	11	»	»	784	1 594	496	3,2	»	
558	12	»	»	800	1 508	508	3,0	»	
559	13	Fichte	Kiefer	810	1 534	514	3,0	normal	Schub
560	14	»	»	883	1 633	560	3,0	normal	
561	15	»	»	914	1 837	878	2,1	»	
562	16	Kiefer	Fichte	914	1 668	878	1,9	»	
563	17	»	»	862	1 586	546	2,9	»	
564	18	»	»	758	1 545	480	3,2	»	
565	19	Tanne	Kiefer	842	1 507	534	2,8	»	
566	20	»	»	810	1 453	514	2,8	»	
567	21	»	»	945	1 583	600	2,6	»	
568	22	Fichte	Tanne	826	1 440	524	2,8	»	
569	23	»	»	815	1 343	517	2,6	normal	Schub
570	24	»	»	836	1 357	530	2,6	normal	

Tabelle 4.

Holme der Reihe B. Gurte und Wände nicht geschäftet, mit Kaltleim geleimt.

Prot. Nr.	Nr.	Holzart Gurte	Holzart Wände	Bruchlast kg	Gewicht G g	Biegungsfestigkeit k_b kg/cm²	Wert $\frac{G}{k}$	Brucherscheinung Gurte	Brucherscheinung Wände
571	1	Fichte	Fichte	842	1 410	534	2,6	normal	
572	2	»	»	715	1 325	454	2,9	»	
573	3	»	»	779	1 386	494	2,8	»	
574	4	Kiefer	Kiefer	790	1 608	501	3,2	»	
575	5	»	»	779	1 676	494	3,4	»	
576	6	»	»	873	1 770	554	3,2	»	
577	7	Tanne	Tanne	684	1 280	434	3,0	»	
578	8	»	»	747	1 277	474	2,7	»	
579	9	»	»	894	1 485	557	2,6	»	
580	10	Kiefer	Tanne	705	1 429	447	3,2	»	
581	11	»	»	715	1 556	454	3,4	unbeschädigt	Schub
582	12	»	»	720	1 331	456	2,9	normal	
583	13	Fichte	Kiefer	715	1 657	453	3,7	»	
584	14	»	»	747	1 558	474	3,3	»	
585	15	»	»	779	1 525	494	3,1	»	
586	16	Kiefer	Fichte	747	1 500	474	3,2	»	
587	17	»	»	784	1 583	497	3,2	»	
588	18	»	»	805	1 427	510	2,8	»	
589	19	Tanne	Kiefer	820	1 515	520	2,9	»	
590	20	»	»	888	1 484	564	2,6	»	
591	21	»	»	685	1 485	434	3,4	»	
592	22	Fichte	Tanne	700	1 287	444	2,9	Zuggurt unbesch.	Schub
593	23	»	»	831	1 310	527	2,5	normal	Schub
594	24	»	»	831	1 333	527	2,5	normal	

Tabelle 5.

Holme der Reihe C: Gurte nicht und Wände geschäftet, mit Warmleim geleimt.

Prot. Nr.	Nr.	Holzart		Bruchlast kg	Gewicht G g	Biegungsfestigkeit k_b kg/cm²	Wert $\frac{G}{k_b}$	Brucherscheinung	
		Gurte	Wände					Gurte	Wände
595	1	Fichte	Fichte	747	1390	474	2,9	normal	
596	2	»	»	768	1430	487	2,9	unbeschädigt	Schub
597	3	»	»	800	1445	507	2,9	normal	
598	4	Kiefer	Kiefer	873	1757	554	3,2	normal	Schub
599	5	»	»	950	1922	602	3,2	normal	
600	6	»	»	1050	1890	666	2,8	unbeschädigt	Schub
601	7	Tanne	Tanne	673	1363	427	3,2	normal	
602	8	»	»	779	1405	494	2,8	»	
603	9	»	»	742	1442	470	3,1	»	
604	10	Kiefer	Tanne	790	1570	500	3,1	»	
605	11	»	»	658	1525	417	3,7	normal	Schub
606	12	»	»	684	1525	434	3,5	normal	
607	13	Fichte	Kiefer	826	1644	525	3,1	»	
608	14	»	»	883	1622	560	2,9	»	
609	15	»	»	925	1655	587	2,8	»	
610	16	Kiefer	Fichte	915	1685	580	2,9	normal	Schub
611	17	»	»	836	1694	530	3,1	normal	
612	18	»	»	768	1592	487	3,3	normal	Schub
613	19	Tanne	Kiefer	710	1573	450	3,5	unbeschädigt	Schub
613	20	»	»	852	1579	540	2,9	normal	
614	21	»	»	794	1602	503	3,2	normal	Schub
615	22	Fichte	Tanne	752	1409	477	3,0	normal	
616	23	»	»	747	1449	474	3,1	»	
617	24	»	»	737	1422	468	3,0	normal	Schub

Tabelle 6.

Holme der Reihe D: Gurte nicht und Wände geschäftet, mit Kaltleim geleimt.

Prot. Nr.	Nr.	Holzart		Bruchlast kg	Gewicht G g	Biegungsfestigkeit k kg/cm²	Wert $\frac{G}{k_b}$	Brucherscheinung	
		Gurte	Wände					Gurte	Wände
618	1	Fichte	Fichte.	735	1382	466	3,0	normal	
619	2	»	»	695	1395	441	3,2	»	
620	3	»	»	620	1385	394	3,5	»	
621	4	Kiefer	Kiefer	768	1748	487	3,6	unbeschädigt	Schub
622	5	»	»	768	1848	487	3,8	»	»
623	6	»	»	736	1623	467	3,5	normal	
624	7	Tanne	Tanne	663	1310	421	3,1	»	
625	8	»	»	663	1357	421	3,2	»	
626	9	»	»	695	1352	441	3,1	»	
627	10	Kiefer	Tanne	794	1589	504	3,2	unbeschädigt	Schub
628	11	»	»	684	1466	434	3,4	normal	
629	12	»	»	684	1533	434	3,5	unbeschädigt	Schub
630	13	Fichte	Kiefer	705	1563	447	3,5	normal	
631	14	»	»	684	1572	434	3,6	normal	Schub
632	15	»	»	737	1548	467	3,3	»	»
633	16	Kiefer	Fichte	695	1573	441	3,6	unbeschädigt	»
634	17	»	»	592	1550	376	4,1	normal	»
635	18	»	»	611	1536	388	4,0	unbeschädigt	»
636	19	Tanne	Kiefer	695	1514	441	3,4	normal	
637	20	»	»	758	1630	487	3,4	»	
638	21	»	»	695	1513	441	3,4	»	
639	22	Fichte	Tanne	611	1295	388	3,3	unbeschädigt	Schub
640	23	»	»	631	1376	400	3,4	»	»
641	24	»	»	726	1353	460	2,9	»	»

festigkeit ist aus der Formel

$$k = \frac{P\,l}{4 \cdot W}$$

berechnet.

Was die Spalte „Brucherscheinung" betrifft, so wurde als „normal" jener Bruch bezeichnet, bei dem die Druckfasern sich stauchen und die Zugfasern zerreissen, als »Schub« das Aufspalten der betreffenden Teile.

Aus diesen Proben ergibt sich folgendes:

Leimung und Schäftung. Ein Öffnen der Leimstellen ist bei keinem einzigen Holm eingetreten; es hat sich vielmehr gezeigt, daß derart geleimte Holme jenen vollkommen gleichzustellen sind, die aus gewachsenem Material hergestellt werden. Daß die Zahnschäftung auf dieses Ergebnis von ausschlaggebendem Einfluß war, wird noch weiter unten anschließend an andere Biegeversuche des näheren ausgeführt werden.

Gewicht. Schwere Holmstücke erweisen sich ferner als unbedingt fester, was übrigens nichts neues bedeutet. Dies geht deutlich hervor z. B. aus den Proben:
A 20 (1453 g, 514 kg/qcm) gegen A 21 (1583 g, 600 kg/qcm)
A 13 (1534 g, 514 ») » C 14 (1622 g, 560 »)
A 17 (1580 g, 546 ») » A 16 (1668 g, 878 »),
gleiches Gewicht ergab gleiche Festigkeit in dem Falle B 23 und B 24, A 22 und A 24.

Bei der Beurteilung dieses Ergebnisses muß man sich vor Augen halten, daß die Festigkeit von Holz natürlich stets von verschiedenen Umständen abhängt und das Gewicht allein niemals zur Beurteilung ausreicht.

Schubfestigkeit. Bei einer Reihe von Proben trat der Bruch infolge der Schubspannungen auf, d. h. es brachen die Seitenwände in der für Schubspannungen charakteristischen Weise in der Mitte der Höhe des Trägers, häufig ohne daß die Gurte überhaupt beschädigt waren. So ist im Falle C 16, Gurte aus Kiefer, Wände aus Fichte, die Seitenwand schon

infolge der Schubbeanspruchung gebrochen, noch ehe in den Gurten irgendeine Beschädigung konstatiert war. — Im Falle B 11, Gurte aus Kiefer, Wände aus Tanne, und D 10. Kiefer-Tanne ist das gleiche zu bemerken. Auch bei leichter Tanne tritt, wie in D. 22 bis 24, der Bruch in den Wänden auf.

Harzgehalt der Kiefer. Harzreiche Kiefer erweist sich ebenfalls als ungünstig. Abgesehen davon, daß sehr harzreiches Holz schlecht leimt, ist infolge des Harzreichtums auch die Schubfestigkeit klein, wie aus dem Verhalten der Probe D 5 hervorgeht. Dort waren die Wände im Verhältnis zu den Gurten sehr harzig, und der Bruch trat daher dort ein. Das gleiche zeigen die Proben C 4 und C 6. Bei A 4 trat folgendes auf: Die Gurte waren zwar sehr harzreich, aber gegen die Wände sehr feinjährig und daher blieben sie unbeschädigt, als die grobjährigen Wände bereits durch Schub zerstört waren. — A 13: Die stark harzreichen Wände brachen infolge der geringen Schubfestigkeit zugleich mit den Gurten aus Fichte.

Zusammenfassend kann also aus den Ergebnissen der Untersuchungen folgendes behauptet werden:

1. Die Art der Leimung, d. h. ob Kaltleim oder Warmleim, ergab keinen feststellbaren Einfluß auf die Festigkeit.

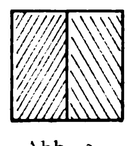
2. Die Verwendung der Zahnschäftung gestattet es, die Holmteile, die durch sie verbunden sind, ebenso wie gewachsenes Holz zu betrachten, es kann daher auch glatt durchgefräst werden.

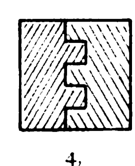
3. Nicht sehr harzige Kiefer eignet sich wegen ihrer großen Festigkeit gut für Gurte; wenn sie feinjährig ist, spielt auch ein gewisser Harzgehalt keine große Rolle, wenn nur die Leimung genügend Haftfestigkeit hat.

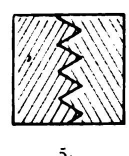
4. Tanne ist ebensogut wie Fichte, falls sie nicht zu leicht ist.

5. Größerem Gewicht entspricht meist auch größere Festigkeit.

6. Die untersuchte Holmkonstruktion ist mit Rücksicht auf die erreichbare gute Holzausnutzung gegen die sonst verwendeten Arten geeignet, einen vollwertigen Ersatz zu bilden. Speziell durch entsprechende Wahl der Abmessungen in den Gurten und Wänden könnte eine sehr widerstandsfähige und dabei sehr leichte Zusammenstellung gefunden werden (z. B. Druckgurt aus Kiefer, Zuggurt aus Tanne oder Fichte, ebenso die Seitenwände). Ist die Schubfestigkeit des Materiales der Seitenwände klein, dann wäre nur die Wand gegen die Gurte entsprechend zu bemessen.


Abb. 3.


4.


5.

Anschließend sei noch bemerkt, daß vor diesen Versuchen schon darüber Erprobungen vorgenommen wurden, welche Schäftungsart sich am besten eigne. Zum Vergleich wurden

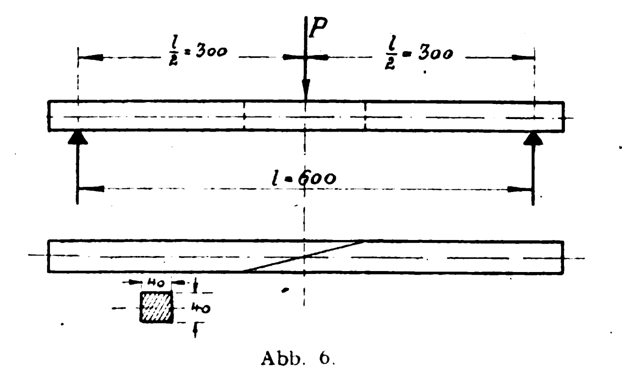


Abb. 6.

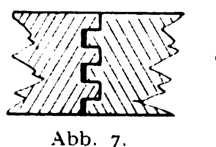
Biegeproben vorgenommen an Hölzern, die 40 × 40 mm Querschnitt hatten (Abb. 3 bis 5), auf 60 cm unterstützt und in der Mitte belastet waren (Abb. 6). Erprobt wurden je drei Stäbe mit glatter Schäftungsfläche, drei mit gezahnter, drei mit genuteter und drei ungeschäftete. Alle Stäbe waren aus Kiefernholz hergestellt und hatten die Schäftungsstelle in der Mitte, also an der Stelle der größten Beanspruchung. Die Erprobung wurde auf einer hydraulischen Presse mit Quecksilbermanometer vorgenommen und ergab folgende Resultate:

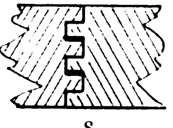
Tabelle 7.

Nr.	Prot. Nr.	Art der Schäftungsstelle	Länge der Schäftung	Biegekraft in kg	Biegungsfestigkeit kg/qcm	Bemerkungen
1	464	glatt	265 mm	420	591	Leimung geplatzt
2	465	»	» »	350	492	» »
3	466	»	» »	340	563	»
4	467	gezahnt	265 »	485	682	
5	468	»	» »	470	661	
6	469	»	275 »	570	800	
7	470	genutet	270 »	510	717	
8	471	»	260 »	450	633	
9	472	»	290 »	720	1013	sehr harzig
10	473	voller Querschnitt	—	760	1069	» »
11	474	»	—	620	872	
12	475	»	—	725	1020	sehr harzig

Die Länge der Schäftungsstellen hätte überall gleich sein sollen, fiel aber nicht gleich aus, da die Probestücke von Arbeitern hergestellt wurden, denen der Zweck der Stücke verheimlicht war, um nur gewöhnliche Werkmannsarbeit zu erproben und eine auch qualitative Übereinstimmung der Proben mit der gewöhnlichen Ausführung zu erreichen.

Die Kraftrichtung war parallel zur Leimfläche; bei allen Proben war derselbe Leim verwendet. Es zeigte sich, daß bei der Belastung die glatte Schäftungsfläche auseinanderfiel, so daß die Werte „Biegungsfestigkeit" der Proben Nr. 1, 2 und 3 eigentlich nichts anderes darstellen als jenen Wert der Biegungsbeanspruchung, den der Stab aushält, ohne daß die Leimung platzt.


Abb. 7.


8.

Bei den übrigen Proben trat der Bruch in der Mitte ein, ohne daß die Stäbe irgendwie an der Leimstelle gelitten hätten, der Bruch zeigte nur das Reißen der Zug- bzw. das Stauchen der Druckfaser.

Die hohe Festigkeit der Proben Nr. 9, 10 und 12 ist auf den großen Harzreichtum zurückzuführen.

Es ergaben also auch diese Proben einwandfrei die Vorteile dieser Leimungen, sie wurden durch Zugproben noch weiter bestätigt, wobei ebenfalls in glatten Schäftungsstellen die Leimfugen platzten, in gezahnten oder genuteten Schäftungen aber ein regelrechtes Reißen eintrat.

Die Wahl für die werkstattmäßige Ausführung fiel dann auf die gezahnten Schäftungen. Es stellte sich nämlich heraus, daß kleine Ungenauigkeiten in den Fräsungen, z. B. durch schlechtes Schleifen der Fräser, bei den Zahnschäftungen ohne Bedeutung blieben, weil die dreieckigen Profile sich gut ineinander schmiegen, während die genuteten leicht an den drei Flächen nicht paßten und dann nicht leimten, also z. B. Fehler nach Abb. 7 und 8 aufwiesen, während dies bei Zahnschäftungen niemals eintrat.

Zusammenfassung.

Es wird über eine gezahnte Schäftungsfläche berichtet und Versuchsergebnisse mit Holmen, die damit geschäftet sind, mitgeteilt.

Die Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen.

Von L. Prandtl.

Auszug aus dem am 11. Dezember 1919 in der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt gehaltenen Vortrag.

Die alte Modell-Versuchsanstalt war aus Mitteln der Motor-Luftschiff-Studien-Gesellschaft in den Jahren 1907/08 erbaut worden und war nach einer Reihe von vorbereitenden



Arbeiten 1909 in Betrieb gekommen. Sie ist nach zeitweiligem Stillstand im ersten Kriegsjahr weiterhin wieder sehr intensiv ausgenutzt worden und hat neben der neuen Anstalt noch bis Sommer 1918 in ununterbrochenem Betrieb gestanden. Dabei handelte es sich um einen durchaus provisorischen Bau, der mit einem Kostenaufwand von M. 20000 auf einem gepachteten städtischen Grundstück errichtet worden ist.

Es war auch durchaus richtig gewesen, zunächst an einer vorläufigen Einrichtung die erforderlichen Erfahrungen zu sammeln, da in jener Zeit irgendwelche Muster für eine solche Anstalt nicht vorhanden waren. Die Bestrebungen, an Stelle der kleinen Anstalt einen größeren Neubau, in dem alle gesammelten Erfahrungen verwertet werden konnten, zu errichten, gehen bereits auf das Frühjahr 1912 zurück, wo auf Grund einer von mir verfaßten Denkschrift durch unseren bisherigen Vorsitzenden, Herrn Geheimrat v. Böttinger, Verhandlungen mit der »Kaiser Wilhelm-Gesellschaft zur Förderung der Wissenschaften« geführt wurden mit dem Ziele, ein Forschungsinstitut für Aerodynamik und Hydrodynamik in Göttingen zu errichten. Die Verhandlungen, die nach verschiedenen Hemmungen 1914 beinahe vor dem Ziele waren, mußten wegen des Kriegsausbruches vertagt werden. Eine neue, Ostern 1915 durch unseren Ehrenvorsitzenden, den Prinzen Heinrich, dem Kriegsministerium überreichte Denkschrift hatte dann um so schneller Erfolg. Auf Grund der vom Kriegsministerium und Reichs-Marineamt bewilligten Zuschüsse konnte die Kaiser Wilhelm-Gesellschaft sehr bald die Genehmigung zum Bau erteilen, der in seinen Abmessungen und in der Leistungsfähigkeit seiner Einrichtungen weit über das hinausging, was innerhalb des Planes von 1912 für die Modellversuchs-Abteilung vorgesehen war. Der Bau konnte dann auch bereits im Spätherbst 1915 begonnen und nach Überwindung beträchtlicher durch die Kriegsverhältnisse hervorgerufener Schwierigkeiten Anfang 1917 in Betrieb genommen werden. Die Kosten des Baues und der ersten Einrichtung der Anstalt betragen rd. M. 350000, zu denen noch weitere rd. M. 100000 für die Mitte 1918 beschlossene und inzwischen auch ausgeführte Verlegung der kleinen Anstalt auf das neue Grundstück hinzukommen. Abb. 1 zeigt die

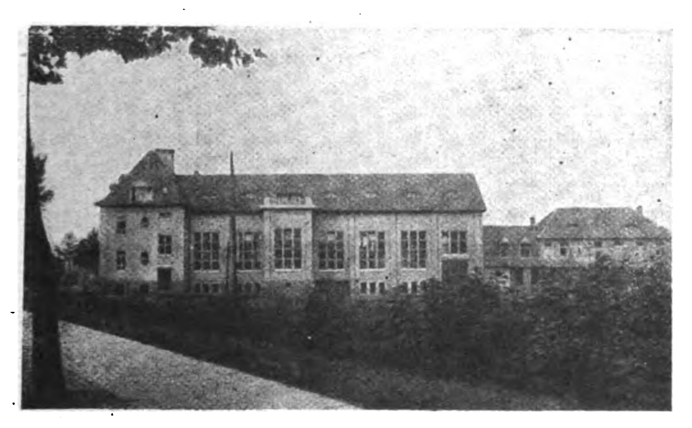
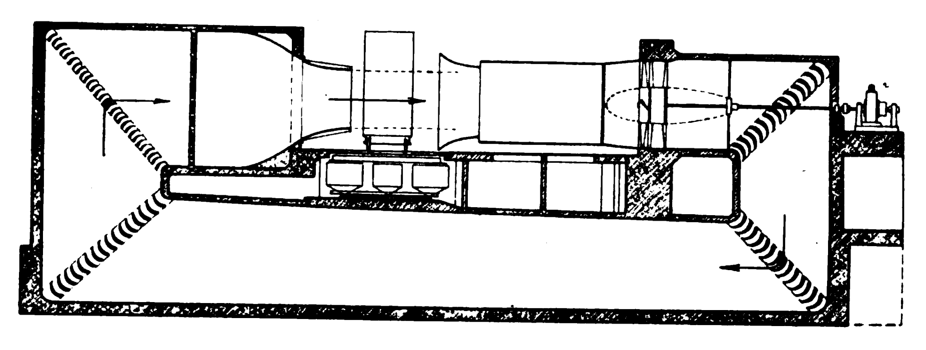


Abb. 1. Ansicht von Osten.

Anstalt in dem Zustand vom Sommer 1919 (links das Bureaugebäude, anschließend die große Versuchshalle, rechts der Erweiterungsbau, der die in verbesserter Form wieder ausgebaute alte Anstalt enthält).

Die aus Eisenbeton erbaute und mit einem Laufkran ausgerüstete Versuchshalle enthält den Windkanal, Abb. 2, der nach einem sehr glücklichen Vorschlag des damaligen bauleitenden Ingenieurs Dr.-Ing. H. Thoma, im Gegensatz zu der alten Anlage (vgl. die Beschreibung der alten Anstalt in der Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure 1909, S. 1723) senkrecht gestellt und in Eisenbeton ausgeführt ist. Wie in der alten Anstalt wird die Luft in einem Kreislauf geführt mit 4 Umlenkungen um 90° mit Hilfe von Leitschaufeln, die hier ebenfalls aus Eisenbeton ausgeführt sind. Im Gegensatz zur alten Anlage ist aber die Versuchsstrecke nicht in einem geschlossenen Kanal angeordnet, sondern durch einen aus einer Düse austretenden freien Luftstrahl gebildet, der hinter dem Versuchsplatz wieder aufgefangen wird. Diese Einrichtung ist



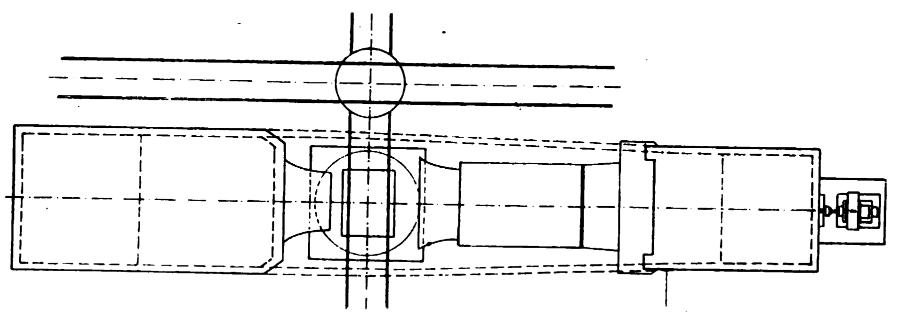


Abb. 2. Windkanal.

von der Eiffelschen Anlage in Paris übernommen und hat sich gut bewährt. Im Gegensatz zu Eiffel, wo der Versuchsplatz sich in einer luftdichten Unterdruckkammer befindet, ist hier die Rückführung des Luftstromes von der Außenluft abgeschlossen. Hierdurch ergibt sich eine sehr wertvolle Zugänglichkeit der Versuchsstelle, die mit dem Laufkran erreichbar ist, und eine bequeme Freizügigkeit der Versuchseinrichtungen.

Der Luftstrom wird von einem vierflügeligen Schraubengebläse von einer durch eigene Versuche gewonnenen luftschraubenähnlichen Form erzeugt[1]). Er fließt von hier, durch ein Leitrad von der Drehung befreit, mit viermaliger Umlenkung durch die Rückführung und tritt unter allmählich sich erweiterndem Querschnitt, zuletzt noch einen engen Gleichrichter passierend, mit 20 m² Querschnitt in die Düsenkammer ein. In der Düse findet eine Verengung des Querschnitts auf 4 m² statt, also eine Erhöhung der Geschwindigkeit auf das Fünffache, der lebendigen Kraft somit auf das Fünfundzwanzigfache. Der Überdruck der Düsenkammer gegen den freien Raum ist also 96 vH des Staudrucks $q = \gamma v^2/2g$. Durch diese Querschnittsführung wird zweierlei erreicht: 1. werden die Verluste der Umlenkschaufeln und des Gleichrichters durch die dort geringe Geschwindigkeit sehr herabgesetzt, 2., und das ist noch wichtiger, wird ohne weitere Hilfsmittel eine sehr hohe Gleichförmigkeit des Luftstromes erzielt, da 96 vH der lebendigen Kraft jedes Luftteilchens erst in dem Druckgefälle der Düse erzeugt werden, das von allen Luftteilchen passiert werden muß. Die Ungleichheiten des ankommenden Luftstromes haben daher nur Einfluß auf die übrigen 4 vH der lebendigen Kraft. Die Gleichförmigkeit war in der Tat ohne weiteres sehr befriedigend im Gegensatz zur alten Anstalt, bei der — bei gleichbleibendem Querschnitt des Windkanals — starke und mühsame Retuschen auszuführen waren. Die lebendige Kraft des Luftstromes wird im Auffangtrichter zu einem großen Teil wieder gewonnen, so daß zur Bestreitung des Kreislaufes nur etwa 55 vH der Luftleistung am Düsenaustritt an der Gebläsewelle aufgebracht werden müssen.

Zum Antrieb des Gebläses dient ein 300 PS-Gleichstrommotor, der in Leonard-Schaltung von einem Drehstrom-Gleichstrom-Umformer angetrieben wird. Auf der Umformer-

[1]) Das Flügelrad des Gebläses ist ein Geschenk der Firma C. Lorenzen, Luftschraubenbau, Berlin-Neukölln.



welle sitzt noch eine zweite kleinere Leonard-Dynamo von 70 kW, die zum Antrieb einer (noch in Anfertigung befindlichen) Schraubenprüfeinrichtung dienen wird. Zur feinstufigen Regelung des Gebläsemotors ist ein Grobregler und ein Feinregler vorgesehen, welch letzterer in einer besonderen neuen Schaltung die Stufen des Grobreglers überbrückt. Beide Regler werden vollkommen selbsttätig von einer Druckwage gesteuert, die den Druck in der Düsenkammer auf einer durch Gewichte beliebig einstellbaren Höhe hält. Das An- und Abstellen des Luftstromes erfolgt von einer beliebigen Stelle des Versuchsplatzes aus mittels einer Druckknopfsteuerung. Der Luftstrom läßt sich in praktisch unmerklichen Stufen von 2 bis 55 m/s verstellen. Durch Forcieren der elektrischen Maschinen werden sich nach dem Anschluß des Göttinger Elektrizitätswerks an eine große Überlandzentrale auch 60 m/s herstellen lassen.

Die Versuchseinrichtungen sind auf Eisenbahnrädern fahrbar und können daher bequem gegeneinander ausgewechselt werden. Zur Aufstellung der nicht benutzten Einrichtungen dient ein Geleis parallel zum Versuchskanal, sowie auch der Raum in zwei seitlichen Vorbauten, deren einer in Abb. 1 erkennbar ist. Auf dem Versuchsplatz selbst befindet sich eine Drehscheibe besonderer Art mit einer Versenkung in der Mitte, außerdem mit einer Schwimmereinrichtung. Die von vier Schraubenspindeln getragene Versenkung dient dazu, die zunächst auf Rädern stehenden Versuchseinrichtungen soweit abzusenken, daß sie auf feste Füße zu stehen kommen, was für die erforderlichen feinen Wägungen unbedingt erforderlich ist. Mittels der Drehscheibe können die Versuchseinrichtungen um eine senkrechte Achse gedreht werden, wodurch ein seitliches Anblasen der Modelle, der Luftschrauben usw. möglich ist. Die Drehscheibe trägt vier große Wassergefäße, in denen sich Schwimmkörper befinden, die einen schwimmenden Rahmen tragen. Diese Einrichtung gestattet Gegenstände bis zu 2000 kg Gewicht schwimmend zu halten und sie praktisch kräftefrei in allen wagrechten Richtungen verschieblich zu machen. Die erwähnte Schrauben-Prüfeinrichtung ist z. B. so angeordnet, daß Schraube, Elektromotor und Zwischen-

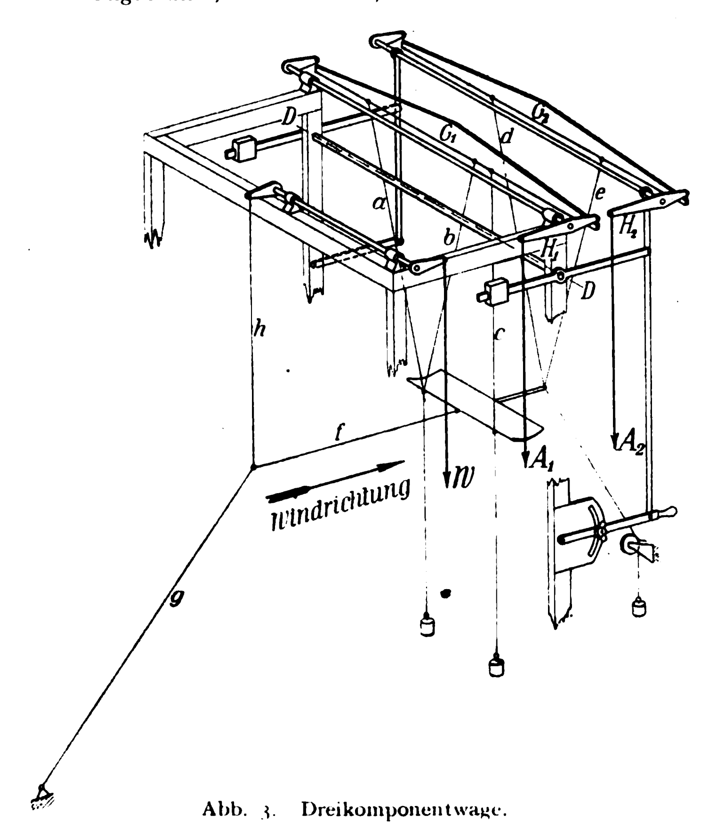


Abb. 3. Dreikomponentwage.

getriebe, die letzteren von einem feststehenden Windschutz verkleidet, auf dem schwimmenden Rahmen stehen. Die immer meßtechnisch etwas unsichere längsbewegliche Kupplung wird hierdurch vermieden.

An Versuchseinrichtungen sind sonst vorhanden: Eine senkrechte Dreikomponentenwage für die Messung von Auftrieb, Widerstand und Moment und eine Sechskomponentenwage für die Messung der drei Kraftkomponenten und der drei Drehmomente an einem in beliebig schräger Lage im Luftstrom liegenden Modell, daneben einige Einrichtungen für besondere Zwecke. In Vorbereitung ist eine liegende Dreikomponentenwage in Verbindung mit der Schwimmereinrichtung zur Messung von besonders großen Kräften. Die senkrechte Dreikomponentenwage, mit der die wichtigsten der bisher ausgeführten Versuche gewonnen worden sind, sei hier näher beschrieben. Sie zeigt im wesentlichen dieselbe Anordnung

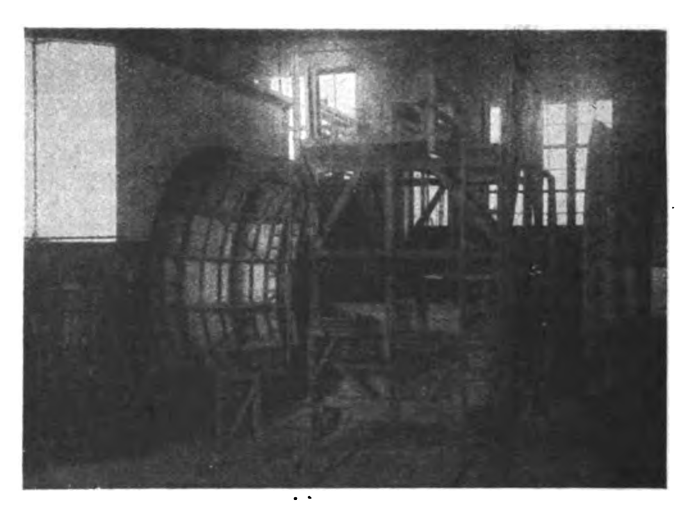


Abb. 4. Versuchsplatz.

wie die Dreikomponentenwage der alten Anstalt (vgl. die oben erwähnte Beschreibung in der Z. d. V. D. I.). Nur bei der Widerstandswage ist eine inzwischen bereits in der alten Anstalt bewährte Verbesserung von Herrn Dr. Munk benützt worden. Das Modell wird von 6 Drähten gehalten, von denen 3 — *a*, *b* und *c* in Abb. 3 — in einer vorderen Vertikalebene und 2, *d* und *e*, in einer hinteren Vertikalebene angeordnet sind; der 6. Draht *f* liegt wagerecht parallel zum Luftstrom, ein Spanndraht, der schräg nach unten und hinten über eine Rolle geführt wird, und 3 Spanngewichte halten das ganze Drahtsystem in Spannung. Die an dem — gewöhnlich kopfüber aufgehängten — Modell wirkenden Luftkräfte zerlegen sich nach diesen 3 Drahtsystemen in 2 lotrechte Kräfte A_1 und A_2 und eine wagerechte Kraft W. Die Systeme *a*, *b*, *c* und *d*, *e* übertragen ihre Kräfte in der aus der Abbildung ersichtlichen Weise je auf die Hebel einer in Schneiden gelagerten Achse, von der auf der Beobachterseite eine Zugstange nach unten zu der — nicht gezeichneten — Ablesewage führt. Der Draht *f* überträgt seine Kraft mittels des Drahtes *g*, der am Boden festgemacht ist, auf den Draht *h*, der in ähnlicher Weise auf eine dritte Wage wirkt. Zur Verstellung des Anstellwinkels kann das hintere Wagensystem mittels des in der Abbildung erkennbaren Handgriffes auf- und abbewegt werden, wobei durch eine Parallelogrammführung alle Auflagepunkte des Hebelsystems parallel verschoben werden.

Die Beobachtung geht in der Weise vor sich, daß nach Einstellung eines bestimmten Anstellwinkels die Wagen einmal ohne Wind und nach Anstellung des Windes ein zweites Mal abgelesen werden. Von dem Ergebnis muß noch der Widerstand der Drähte, der in einem Sonderversuch beobachtet wird, abgezogen werden. Die Winkel in den Drahtsystemen werden durch besondere Eichungen durch angehängte Gewichte bestimmt. Eine ausführliche Beschreibung der Versuchseinrichtungen und der Meßmethoden wird in einem in Vorbereitung befindlichen Buche enthalten sein.

Abb. 4 zeigt eine Ansicht des Versuchsplatzes mit der Dreikomponentenwage. Man erkennt die drei Ablesewagen, die aus käuflichen Tafelwagen durch Anbau einer Laufgewichtseinrichtung hergestellt sind. Links befindet sich die Düse, rechts der Auffangtrichter. Ganz links erkennt man in einem Glaskasten die Druckwage.

Zum Schlusse ist es mir ein Bedürfnis, auszusprechen, daß es mir ohne die hingebende und verständnisvolle Mitarbeit zahlreicher Helfer nicht möglich gewesen wäre, das beschriebene Werk zu vollführen. Ich kann hier nicht alle

Namen nennen, sondern will nur erwähnen, daß besonders die Herren Dr. Betz und Dr.-Ing. Wieselsberger an der konstruktiven Ausgestaltung der Einzelheiten der Anstalt großen selbständigen Anteil haben; Herr Betz besonders in bezug auf die Durchbildung des Luftkanals, des Gebläses usw., Herr Wieselsberger in bezug auf feinmechanische Konstruktionen bei den Apparaten. Hervorgehoben sei auch die verständnisvolle Zusammenarbeit mit dem bereits genannten Bauleiter des ersten Baujahres, Herrn Dr.-Ing. H. Thoma und dem leider Ende 1918 von der Grippe dahingerafften Architekten, Herrn O. Krege.

Zur Theorie des Tragflächenauftriebes.

Zweite Mitteilung.

Von R. v. Mises.

(Schluß von Seite 73.)

5. Allgemeines Verfahren.

Die Joukowskische Profilkonstruktion einschließlich der eben besprochenen Erweiterung kann nur als sehr spezielles Beispiel von Profilen angesehen werden, bei denen die allgemeinen Auftriebsgesetze, wie sie in Abschnitt 1 dargelegt wurden, zur Geltung kommen. Wohl kann man drei gestaltliche Eigenschaften, Wölbung, Dicke und Kantenwinkel, beliebig variieren, aber gegenüber der Vielheit praktisch vorkommender Profilformen hat man damit nur eine sehr beschränkte Mannigfaltigkeit erreicht. Als Profile mit festem Druckmittelpunkt z. B. ergeben sich nur die für Tragflächen ungeeigneten symmetrischen Formen. Schließlich zeigt die ganze Herleitung, so wertvoll und fruchtbar sie für den Aufbau der Theorie auch war, in ihrer Anknüpfung an die spezielle Kreisbogen-Abbildung eine Einseitigkeit, die nicht in der Natur des Problems begründet ist, und von der man sich erst gänzlich befreien muß, will man den Wert der Theorie in vollem Umfang ausschöpfen.

Wir gehen davon aus, daß die Umkehrung jeder Abbildung der Form (6), angewandt auf einen Kreis (7), wenn nur die Koeffizienten a_1, a_2, a_3 .... gewisse Bedingungen erfüllen, zu einem Tragflächenprofil führen muß. Diese Bedingungen sind: 1. Die Kreislinie (7) muß durch die Transformation in eine einfach geschlossene, doppelpunktfreie Kurve übergehen, die den allgemeinen gestaltlichen Anforderungen, die an ein Tragflächenprofil gestellt werden, genügt; 2. die Abbildung muß im ganzen Außenraum des Kreises schlicht, d. h. umkehrbar eindeutig sein; 3. einem Punkt des Kreises muß eine Spitze oder Ecke, gegebenenfalls von vorgeschriebener Öffnung, entsprechen; 4. die den Auftrieb bestimmenden Parameter sollen etwa vorgeschriebene Werte annehmen.

Am einfachsten erledigt sich nach dem Vorhergehenden der letzte Punkt. Denn wenn der Kreis, dessen Bild das Profil sein soll, und auf ihm der Punkt B, der in die Profilspitze übergeht, willkürlich gewählt wird, bleibt nur noch die Lage des Brennpunktes als Auftrieb bestimmend übrig. Diese Lage hängt aber nach Abschnitt 2 nur von dem ersten Koeffizienten a_1 ab, der also allein dadurch teilweise bestimmt wird. Zur Bedingung 3 ist nur zu berücksichtigen, daß an der gewählten Stelle B die Ableitung $\frac{dz}{d\zeta}$ verschwinden muß, was eine leicht anzuschreibende Bedingung für die Koeffizienten bedeutet, eventuell noch, daß das Verschwinden von bestimmter Ordnung ist. Die eigentliche entscheidende Schwierigkeit liegt in der Bedingung 2, denn es bildet ein bekanntes und noch nicht völlig gelöstes Problem der Funktionentheorie, die Schlichtheit der Abbildung an den Eigenschaften der Koeffizienten zu erkennen. Wir vermögen diese Schwierigkeit jedoch leicht zu umgehen, und zwar im Zusammenhang mit der Berücksichtigung von Forderung 1. Es ist selbstverständlich, daß man sich von der gestaltlichen Eignung einer Profilform nicht anders überzeugen kann, als indem man sie tatsächlich einmal zeichnet. Ohne dabei erst die eine oder andere Annahme versuchen zu müssen, wird es nicht abgehen, eindeutige Regeln vorher zu geben, ist der Natur der Sache nach nicht möglich. Daher wäre es praktisch auch nicht von sehr großer Bedeutung, wenn wir von vornherein etwa den Fall, daß die Konstruktion eine Linie mit Doppelpunkt ergibt, mit völliger Sicherheit ausschließen könnten. Unsere Lösung besteht nun darin, daß wir bei der Entscheidung über die Schlichtheit der Abbildung von der Voraussetzung ausgehen, der Profilumriß, also das Bild von K, sei bereits gezeichnet und habe sich als doppelpunktfrei erwiesen. Es gilt nämlich der folgende Satz, (dessen Vereinfachung gegenüber meiner ursprünglichen Aufstellung ich einer freundlichen Mitteilung von Herrn Prof. Bieberbach verdanke): Sei als Umkehrung von (6)

$$z = \zeta + \frac{c_1}{\zeta} + \frac{c_2}{\zeta^2} + \ldots\ldots \quad (15)$$

eine Abbildung, die den Kreis $|\zeta - m| = a$ in eine einfach geschlossene doppelpunktfreie Linie überführt; die Nullstellen von $\frac{dz}{d\zeta}$ mögen alle im Innern des Kreises liegen, bis auf die eine, die an der Kreisperipherie selbst liegt; dann ist die Abbildung im ganzen Außenraum des Kreises schlicht, wenn der Anfangspunkt $\zeta = 0$ ins Innere des Kreises fällt[1]). Wie man den Satz anwendet, werden wir sofort an der Beschreibung des ganzen Konstruktions-Verfahrens erkennen.

Wir wollen uns auf den Fall beschränken, daß der Kantenwinkel am hinteren Ende des Profils null sei, daß also das Profil in eine eigentliche Spitze ausläuft. Die Abweichungen des ganzen Profilverlaufes in diesem Fall gegenüber dem einer Ecke von 6 bis 12° oder dgl. sind praktisch ganz geringfügig. Übrigens läßt sich unser Verfahren auch für die allgemeinere Annahme verwenden, sobald man nur in geeigneter Weise statt ζ und z entsprechende Potenzen dieser Variablen bzw. ihrer Verbindungen treten läßt.

Das Koordinatenkreuz in der ζ-Ebene legen wir so, daß der Kreispunkt B, der in die Profilspitze übergeht, die negative Abszisse $-c$ und die Ordinate null hat, wie im Joukowskischen Falle. Durch diesen Punkt $\zeta = -c$ muß also der Kreis K, der das Profil ergeben soll, hindurchgehen, während er den Punkt $\zeta = 0$ in seinem Innern einschließt. Die Abbildungsfunktion $f(\zeta)$, die oben ein Binom (8) war, setzen wir jetzt $(n+1)$gliedrig an:

$$z = \zeta + \frac{c_1}{\zeta} + \frac{c_2}{\zeta^2} + \ldots \frac{c_n}{\zeta^n} \quad \ldots \quad (16)$$

Die wenigen Einschränkungen, die für die $c_1 \ldots c_n$ zu machen sind, lassen dann noch einen genügend weiten Spielraum für die Anpassung an die verschiedensten gestaltlichen Forderungen. Zunächst müssen wir die Ableitung von (16) aufsuchen:

$$\frac{dz}{d\zeta} = 1 - \frac{c_1}{\zeta^2} - \frac{2\,c_2}{\zeta^3} - \ldots - \frac{n\,c_n}{\zeta^{n+1}} \quad \ldots \quad (17)$$

Die rechte Seite ist ein Produkt von $n+1$ Faktoren der Form $\left(1 - \frac{v}{\zeta}\right)$, wobei eines der v den Wert $-c$ haben muß, während die Gesamtheit der v der Einschränkung unterliegt, daß ihre Summe verschwindet (damit im Produkt das Glied mit $\frac{1}{\zeta}$ wegfällt). Wir gehen demnach so vor, daß wir — statt unmittelbar die $c_1 \ldots c_n$ zu wählen — n im Innern des Kreises K gelegene Punkte $v_1, v_2 \ldots v_n$ mit der Einschränkung

$$v_1 + v_2 + \ldots v_n = c \quad \ldots \ldots \quad (18)$$

annehmen (Abb. 11 mit $n = 2$) und aus diesen gewählten v das Polynom (17) herstellen, nämlich:

[1]) Man kann sich den Satz wie folgt verständlich machen: Aus der angegebenen Bedingung im Zusammenhalt damit, daß im Unendlichen z gegen ζ geht, folgt, daß ein genügend großer, mit K konzentrischer Kreis K' in einen beliebig weiten doppelpunktfreien Umriß P' abgebildet wird, wobei jedem Punkt außerhalb P' ein Punkt außerhalb K entspricht. Nun kann man einen beliebigen Punkt z, der zwischen dem Profil P und dem äußeren Umriß P' liegt, stetig in einen Punkt des Außenraumes von P' überführen. Dabei kann sich die Zahl der dem z außerhalb K zugeordneten Punkte nicht ändern, weil im Außenraum von K keine Verzweigungspunkte von (15) liegen, und weil ein Durchgang des Bildpunktes durch K nicht stattfinden kann, solange z nicht durch P hindurchgeht. — Ein exakter Beweis läßt sich nach Analogie des von Bieberbach, Funktionentheorie (Sammlg. Göschen, Nr. 768), S. 56 für einen ähnlichen Satz gegebenen führen.

$$\left(1+\frac{c}{\zeta}\right)\left(1-\frac{v_1}{\zeta}\right)\left(1-\frac{v_2}{\zeta}\right)\cdots\cdots\left(1-\frac{v_n}{\zeta}\right) = 1-\frac{c_1}{\zeta^2}-\cdots\frac{n\,c_n}{\zeta^{n+1}} \quad \ldots\ldots \quad (19)$$

Die Werte der einzelnen $c_1 \ldots c_n$ ergeben sich durch Gleichsetzung gleich hoher Potenzen auf beiden Seiten, z. B.

$$-c_1 = v_1 v_2 + \ldots v_{n-1} v_n - c\,(v_1 + v_2 + \ldots v_n) = \\ = \Sigma\, v_i v_k - c^2 \quad \ldots\ldots \quad (20)$$

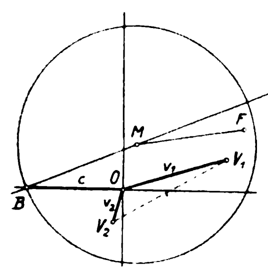


Abb. 11.

Damit ist folgendes erreicht: Der Punkt B wird in eine Spitze übergeführt, alle anderen Verzweigungspunkte liegen im Innern des Kreises und die Abbildungsfunktion hat die Form (16), d. h. der Koeffizient des linearen Gliedes ist 1, der der konstanten null. Ist das Maß der Druckpunktwanderung, also der Parameter h_0 der Auftriebsparabel vorgeschrieben, so muß man die $v_1 \ldots v_n$ nur noch der zweiten Einschränkung unterwerfen, daß die aus (20) zu berechnende komplexe Größe $\frac{c_1}{a} e^{-\beta i}$ (wo a den Kreisradius, β das Winkelargument der von B nach dem Mittelpunkt M gezogenen Strecke $-c+m$ bezeichnet), vom Mittelpunkt M aus nach F abgetragen, den verlangten Abstand $2h_0$ von BM ergibt.

Natürlich ist es nicht notwendig, von vornherein den Kreis K anzunehmen und die Punkte $v_1 \ldots v_n$ in seinem Innern zu verteilen. Man wird zweckmäßigerweise, namentlich wenn h_0 vorgeschrieben ist, erst eine Annahme für die ersten $n-1$ der v machen, dazu das n-te aus (18) und hierauf c_1 aus (20) rechnen und schließlich den Kreis so wählen, daß er die v umschließt und der Bedingung hinsichtlich des Brennpunktes F genügt. Will man beispielsweise ein Profil mit festem Druckmittelpunkt haben, so muß man nur den Kreismittelpunkt M so legen, daß BM die Richtung von $\sqrt{c_1}$ hat (nämlich $\beta = \gamma$, erste und zweite Achse parallel).

Ist einmal der Kreis K und die Gesamtheit der v festgelegt, so kann man Punkt für Punkt das Profil als Abbild von K entwerfen. Es empfiehlt sich dabei, namentlich für den ersten Versuch, nur wenige Punkte des Kreises, etwa in einem (von O aus gemessenen) Winkelabstand von 30° zu 30° abzubilden. Die einzelnen Summanden von (15) sind, teils rechnerisch, teils zeichnerisch, verhältnismäßig leicht zu bestimmen und zusammenzusetzen, wie wir noch an Beispielen näher verfolgen werden.

Die praktische Hauptschwierigkeit wird stets darin bestehen, solche Annahmen für die v zu finden, daß aus ihnen brauchbare Umrißformen hervorgehen; dafür läßt sich nur durch Ausführung zahlreicher Beispiele eine gewisse Erfahrung gewinnen. Einen Anhaltspunkt mag die Bemerkung bieten, daß die Häufung der v in der Nähe des Nullpunktes (bis auf das eine, das dann wegen (18) bei $\zeta = c$ liegen muß) zu den Joukowskischen Formen überleitet.

6. Beispiele. Profile mit Druckmittelpunkt.

Als erstes Beispiel wollen wir mit einem Ansatz vom Grade $n = 3$ ein Profil ohne Voraussetzung einer Vorschrift über die Auftriebsgrößen entwerfen. Wir wählen demgemäß (Abb. 12) auf der reellen Achse zwei Punkte B und O im Abstand $c = 0{,}4$[1]) und einen durch B gehenden O einschließenden Kreis K mit dem Mittelpunkt M und Halbmesser $a = 0{,}44$; der Winkel, den BM mit der Achse einschließt, ist der Winkel β des Abschnittes 1; BM ist die »erste Achse« des Profils, M sein »Mittelpunkt«. Die drei v-Werte wählen wir zu

$$v_1 = c,\ \ v_2 = -v_3 = \frac{c}{2}\, e^{\frac{\pi i}{4}},$$

so daß sie der Gl. (18) genügen und, wie die Abb. zeigt, die Endpunkte V_1, V_2, V_3 der Vektoren $OV_1 = v_1$ usw. innerhalb K liegen. Die Identität (19) geht jetzt über in

$$\left(1-\frac{c^2}{\zeta^2}\right)\left(1-\frac{v_2^2}{\zeta^2}\right) = 1-\frac{c_1}{\zeta^2}-\frac{2\,c_2}{\zeta^3}-\frac{3\,c_3}{\zeta^4},$$

woraus sich ergibt:

$$c_1 = c^2 + v_2^2 = c^2\left(1+\frac{i}{4}\right),\ \ c_2 = 0,\ \ c_3 = -\frac{c^2 v_2^2}{3} = -\frac{c^4 i}{12}.$$

Die Transformationsgleichung lautet mithin:

$$z = \zeta + \frac{c_1}{\zeta} + \frac{c_3}{\zeta^3} = \zeta + \frac{c^2\left(1+\frac{i}{4}\right)}{\zeta} - \frac{c^4 i}{12\,\zeta^3},$$

wobei $c = 0{,}4$ einzusetzen ist. Die Auswertung dieser Gleichung erfolgt am besten teils rechnerisch, teils zeichnerisch.

Zunächst konstruiert man den Wert von c_1 und die Richtung von $\sqrt{c_1}$. Zu diesem Zweck wurde in Abb. 12 $BC = -\frac{c}{4} i$ aufgetragen, so daß $OC = -\frac{c_1}{c}$, und der Winkel BOC halbiert, womit der Winkel γ des Abschnittes 1 und damit die Richtung der »zweiten Achse« des Profils gefunden ist. Von dieser Richtung ausgehend sind dann von 30 zu 30° Fahrstrahlen ζ nach den Punkten A des Kreises K gezogen (nur einer ist gestrichelt eingetragen, die anderen sind bloß in den Endpunkten markiert). Die Endpunkte der Fahrstrahlen $c_1 : \zeta$ liegen nach der bekannten Eigenschaft der Transformation durch »reziproke Radien« wieder auf einem Kreise K_1; sein Mittelpunkt M_1 befindet sich auf einer Geraden OM_1, die symmetrisch zu OM steht bezüglich der Senkrechten zur zweiten Achse, ein Punkt von K_1 ist C, ein weiterer kann aus der Proportion

$$\zeta\ : c = OC : \frac{c_1}{\zeta}$$

leicht ermittelt werden. Hat man einmal K_1, so kann man durch Zusammensetzen der symmetrisch liegenden Vektoren OA und OA_1, genau wie im Joukowskischen Falle, die Punkte $\zeta + \frac{c_1}{\zeta}$ finden. In Abb. 12 ist die Konstruktion für einen Punkt völlig durchgeführt, für die übrigen der zwölf Teilpunkte von K_1, soweit es die Größenverhältnisse erlaubt haben, angedeutet. Nun hat man noch jedem Punkt A' eine Verschiebung $c_3 : \zeta^3$ zu erteilen. Die Richtung von c_3 ist die der negativen imaginären Achse, daher erhält man die Verschiebungsrichtung etwa für den Punkt mit der Amplitude $\gamma - 30°$, indem man von der reellen Achse aus den Winkel $180 - 3\gamma$ abträgt; für die weiteren Punkte ändert sich die Richtung jedesmal um $3 \times 30 = 90°$, ist also leicht zu konstruieren. Die Länge der Verschiebung

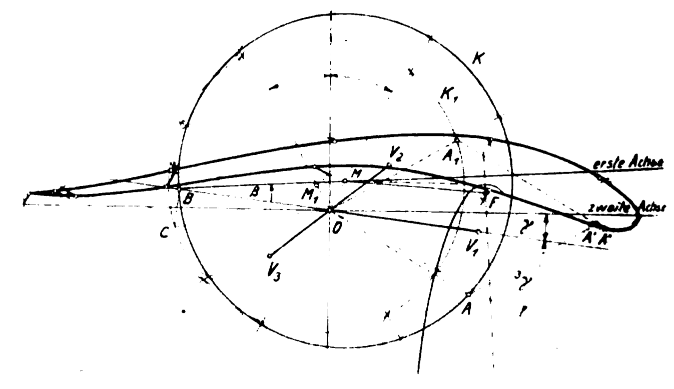


Abb. 12.

bestimmt man, mit Rücksicht auf ihre Kleinheit, am besten durch Rechnung: es ist $c_3 = 0{,}00213$, daher für den eben genannten Punkt A mit $\zeta = 0{,}514$ die Länge $A'A'' = 0{,}0156$, man hat also bei dem gewählten Maßstab $A'A'' = 1{,}56$ mm aufzutragen. So sind endgültig in Abb. 12 zwölf Umrißpunkte bestimmt worden, dazu auch noch in sehr einfacher Weise die beiden Punkte rechts und links, die aus den Schnittpunkten von K mit der reellen Achse hervorgehen.

Zieht man durch M die Parallele zur zweiten Achse und überträgt ihren Winkel mit der ersten noch einmal nach abwärts, so erhält man die Richtung MF nach dem Brennpunkt

[1]) Als Einheit ist in der Originalfigur eine Länge von 100 mm angenommen.

des Profils, auf der $M = c_1 : a = 0{,}375$ aufzutragen ist. Mit F als Brennpunkt und BM als Leitlinie ist die Auftriebsparabel bestimmt. Man sieht, daß die Parabel sehr schmal (etwa im Vergleich zum viel stärkeren Joukowski-Profil der Abb. 6), die Druckpunktwanderung gering ist, was mit der S-förmigen Aufwärtskrümmung des Hinterendes zusammenhängt. Hätten wir ein Profil mit festem Druckmittelpunkt haben wollen, so wäre es nur notwendig gewesen, nach Bestimmung von c_1 die Gerade BM parallel zu $\sqrt{c_1}$ zu ziehen, was die Gestalt des Profiles kaum noch verändert hätte. Dies wollen wir an einem zweiten Beispiel zeigen.

Vom praktischen Standpunkt ist an dem eben entworfenen Profil die bedeutende Abnahme der Stärke im hinteren Teil, etwa von der Mitte an, auffällig. Mit Rücksicht auf die erforderliche Konstruktionshöhe des Hinterholmes wird man in der Regel derartige Formen nicht brauchen können. Wir gelangen zu einem Umriß, der gewissermaßen das entgegengesetzte Extrem, nämlich fast gleichbleibende Stärke bis an die Austrittskante, verwirklicht, durch folgende Annahme. Es sei jetzt, noch einfacher als im ersten Beispiel, $n = 2$, unser Ansatz also

$$z = \zeta + \frac{c_1}{\zeta} + \frac{c_2}{\zeta^2}.$$

Die beiden v-Werte, die nach (18) die Summe c ergeben müssen, wählen wir zu

$$v_1 = -\frac{c}{2} e^{\frac{\pi i}{3}}, \quad v_2 = c - v_1.$$

Durch Einsetzen in (19) findet man

$$c_1 = c^2 - v_1 v_2, \quad c_2 = -\frac{c}{2} v_1 v_2; \quad v_1 v_2 = -\frac{c^2}{8}(1 + 3\sqrt{3}\, i).$$

Ähnlich wie oben ist in Abb. 13 der Fahrstrahl $BC = v_1 v_2 : c$ gezeichnet, so daß OC der Größe und Richtung nach $-c_1 : c$ darstellt. Durch Halbieren des Winkels, den OC mit der reellen Achse bildet, ist die Richtung der »zweiten Achse« des Profils gefunden, die jetzt, da wir ein Profil mit Druckmittelpunkt haben wollen, auch die der »ersten Achse« ist. Wir ziehen daher durch B die Parallele zur Winkelhalbierenden und wählen auf ihr den Mittelpunkt M des Bildkreises K, etwa mit dem Halbmesser $BM = a = 0{,}50$. Man sieht, daß K die Endpunkte V_1 und V_2 der Vektoren v_1, v_2 und O einschließt. Nun konstruiert man genau wie im ersten Beispiel einen Hilfskreis K_1, der die Endpunkte A_1 der Vektoren $c_1 : \zeta$ enthält, und leitet aus 12 Punkten A des ursprünglichen Kreises K unter Zuhilfenahme der A_1 die Endpunkte A' der Vektoren $\zeta + \frac{c_1}{\zeta}$ ab. Um die endgültigen Profilpunkte A'' zu erhalten, muß man noch die Verschiebungen $c_2 : \zeta^2$ anbringen. Man beachte hierzu, daß CB die Richtung von c_2 hat, daß also

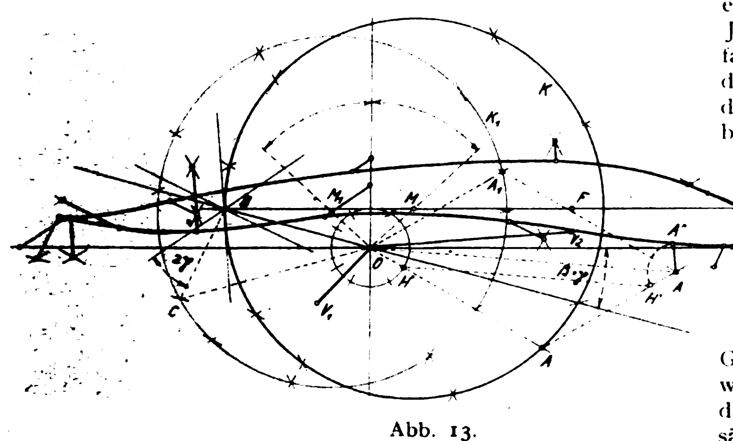


Abb. 13.

hieraus durch Abtragen von 2γ plus ganzen Vielfachen von 60° sämtliche Verschiebungsrichtungen entstehen. Die Längen der Verschiebungen bestimmt man entweder mit dem Rechenschieber, wobei der Wert $\left|\frac{c_2}{c_1}\right| = 0{,}0211$ zu benützen ist, oder zeichnerisch auf Grund der Proportion

$$\frac{c_2}{\zeta^2} : \frac{c_1}{\zeta} = \left|\frac{c_2}{c_1}\right| : |\zeta|.$$

Man braucht hierzu nur mit O als Mittelpunkt einen Kreis vom Radius $\left|\frac{c_2}{c_1}\right|$ zu zeichnen und erhält (Abb. 13) durch $HH' \parallel OA'$ in $A'H'$ die gesuchte Länge. Der Druckmittelpunkt liegt auf der ersten Achse im Abstand $MF = c_1 : a = \frac{c^2}{8}\sqrt{108} : 0{,}5 = 0{,}415$.

Man sieht, daß auch dieses Profil wie das zuerst entworfene eine S-förmige Krümmung aufweist, die namentlich an der Druckseite deutlich in die Erscheinung tritt. Im Gegensatze zum ersten Beispiel ist aber der Verlauf der Profilstärke jetzt viel gleichmäßiger. Unschwer wird man auch Zwischenformen zwischen den beiden hier behandelten durch Variation der Annahmen über die v erhalten können, wobei man die Druckpunktwanderung entweder ganz, wie im zweiten, oder größtenteils, wie im ersten, ausschalten kann. Bemerkenswert ist noch, daß die beiden Profile hinsichtlich der Auftriebsgröße nahezu ganz gleich dastehen. Denn das für den Auftriebskoeffizienten maßgebende Verhältnis $4a:b$ (b = größte Breite) ist in dem ersten Fall 176:163, im zweiten 200:183, also beidemal rund 1,09; der theoretische Auftriebskoeffizient sonach $1{,}09\,\pi \sin\alpha_1$, wo α_1 der »wirksame« Anstellwinkel $\alpha + \beta$. (Nach der Bieberbachschen Abschätzung ist der Koeffizient größer als $\pi \sin \alpha_1$.)

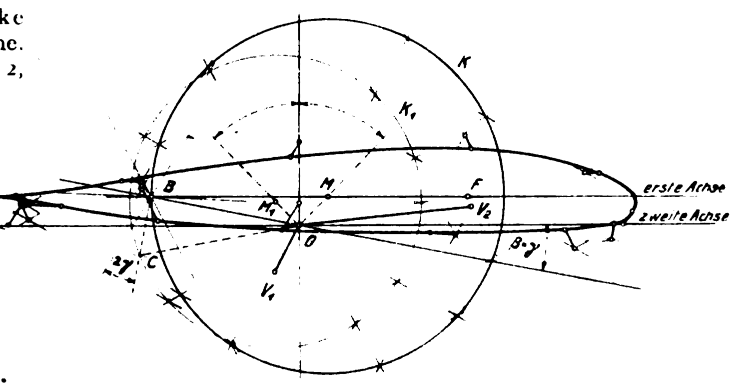


Abb. 14.

Als drittes Beispiel ist mit demselben Ansatz wie das letztbesprochene, aber mit anderen Werten von v_1, v_2, nämlich

$$v_1, v_2 = \frac{c}{2}\left[1 \pm \sqrt{1 + 0{,}16\, i}\right],$$

in Abb. 14 ein Profil entworfen, das etwa für Propellerflügel geeignet sein könnte. Auch dieses Profil hat, wie das in Abb. 13, festen Druckmittelpunkt, es läßt aber auch schon Anlehnung an die symmetrische Joukowskische Form erkennen. Der Punkt V_1 ist eben näher an O herangerückt. Jedenfalls zeigen die Abb. 13 und 14, in welcher Mannigfaltigkeit die Formen variieren, selbst bei Aufrechterhaltung der Druckmittelbedingung $h_0 = 0$, und obgleich wir uns auf den einfachsten Fall des allgemeinen Verfahrens mit $n = 2$ beschränkt haben. Zur Konstruktion von Abb. 14 ist nichts Neues zu sagen, die Beträge von $\frac{c_2}{c_1}$ wurden hier rechnerisch bestimmt. Die Zahlenwerte für c_1, c_2, für den Auftriebskoeffizienten und den Brennpunktabstand sind hier:

$$c_1 = c^2(1 + 0{,}4\, i), \quad c_2 = 0{,}2\, c^3 i;$$

$$\zeta_A = 1{,}1\,\pi \sin(\alpha + \beta), \quad MF = 0{,}375.$$

Geht man mit dem Grad des Ansatzes über $n = 2$ hinaus, so werden die erreichbaren Umrißformen bereits so mannigfaltig, daß eine Übersicht in dem knappen Rahmen dieser grundsätzlichen Darstellung nicht gegeben werden kann.

Bücher-Besprechungen.

Theorie und Wirklichkeit bei Triebwerken und Bremsen. Von S. Löffler. München und Berlin. Verlag R. Oldenbourg. III u. 94 S. 8°. Mit 34 Abbildungen im Text. Preis M. 4,50 mit je 10 vH Verlags- und Sortiments-Teuerungszuschlag.

»Theorie und Wirklichkeit« — hier stock' ich schon; doch ich verstehe: Theorien sind immer falsch, die Ansicht des Gegners

ist auch falsch, was liegt näher, als so die gegnerische Meinung (gleich »Theorie«) von der eigenen Theorie (gleich »Wirklichkeit«) zu unterscheiden? Wenn eine solche Gegenüberstellung aber von den Stufen eines der bedeutsamsten Lehrstühle kommt, so muß das seine besondere Bewandtnis haben.

Löffler hat 1912 in einem Buche »Mechanische Triebwerke und Bremsen« den dankenswerten Versuch gemacht, dem Praktiker das Verhalten verschiedener Kraftübertragungsmittel anschaulich zu machen, und dabei »alle Widerstände als Formänderungswiderstände« aufgefaßt. Drei Begutachter seines Buches, Eugen Meyer, M. Weber und Gümbel (zu denen sich nachträglich mit gleicher Ansicht Prandtl gesellte) glaubten die kühnen Gedankenflüge des Verfassers mit den Grundlagen der Mechanik, wie sie die deutschen Hochschulen ihren Jüngern übermitteln, nicht vereinbaren zu können.

Die vorliegende Schrift soll nun die Kritiken abwehren. Der oberflächliche Leser wird den Eindruck gewinnen, daß dies glänzend gelungen sei, auch viele Besprechungen in der Fachpresse werden demgemäß lauten. Wer das Buch aber genauer liest, erkennt ein verschleiertes Rückzugsgefecht mit gelegentlichen Gegenstößen, in dem leider eine gewisse Unaufrichtigkeit festgestellt werden muß. Hätte der Verfasser z. B. das Gutachten von M. Weber im vollständigen Wortlaut abgedruckt, so hätte er es dem Leser wesentlich erleichtert, sich ein Urteil zu bilden. Abweichungen vom früheren Buch, Lücken in den Erwiderungen und der Ton der Entgegnungen machen das Lesen unerquicklich.

Auf Sachliches oder gar Persönliches einzugehen, würde zu weit führen. Nur ein Beispiel: Sämtliche Gutachter werfen dem Verfasser vor, er habe zwei einander entgegenwirkende Kräfte um die größte Länge des »Wälzarmes« gegeneinander versetzt und damit gegen das Wechselwirkungsgesetz der Mechanik verstoßen. Dieser Wälzarm ist »als Länge gekennzeichnet« (S. 16), »um die Formänderungsverluste in den statischen Gleichgewichtsbedingungen der Kräfte einfach werten zu können« (S. 16). Diese »Erfahrungsgröße« (S. 64) bestimmt also ein »Widerstandsmoment« (S. 65), das jedoch »kein wirkliches Moment« ist und »auch in die Kräftebeziehungen der ebenen Rollbahn« nicht eingeführt werden kann (S. 67). Die beanstandete Abbildung mit den gegeneinander verschobenen Kräften wird nun (Bild 4, S. 15) durch eine andere mit zwei Momenten ersetzt, die sich natürlich auch nicht entgegenwirken, sondern im gleichen Drehsinne »Karussel fahren«!

In der Schrift wird mehrfach der lobenswerte »Schrei nach dem Versuch« ausgestoßen. Von Versuchsergebnissen wird dagegen in beiden Büchern nichts als Beweis ins Feld geführt, sondern nur allgemein die »Erfahrung«, die ja in vielen Fällen nichts besagt, als das Fehlen anderweiter und vor allem planmäßiger Erfahrungen, eben der Versuche. Und die Aufgabe technischer Theorien besteht eben darin, für die Zwecke der Gestaltung ein Interpolieren und (mit der nötigen Vorsicht) auch ein Extrapolieren aus vorhandenen Versuchserfahrungen zu ermöglichen. Die besten Beispiele dafür gibt unsere Flugtechnik. Ohne solche Theorie kommt man zu handwerksmäßigem Probieren, oder man müßte für jede neue Konstruktion eine Versuchsreihe anstellen.

Daß die vorhandenen Theorien und Versuche über trockene Reibung nicht genügen, wird dem Verfasser zugegeben. Inzwischen sind jedoch fähige Köpfe mit praktischer Erfahrung und gründlicher mechanischer Vorbildung am Werk, die Lücke auszufüllen.

Zweierlei aber kann uns das kleine Buch -- an dessen Ausfall der Verlag nach meiner Kenntnis unschuldig ist — lehren: einmal, daß bei der Reform unserer Hochschulen auf eine gründliche Ausbildung in der Mechanik allergrößter Wert zu legen ist, und sodann, ein wie kostbarer Besitz deutscher Wissenschaft die rücksichtslose Selbstkritik und die sachliche Würdigung fremder Kritik ist. Dieses Kulturgut darf uns nicht verloren gehen. Everling.

„Drang und Zwang.“ Eine höhere Festigkeitslehre für Ingenieure von Dr. Dr.-Ing. A. Föppl und Dr. L. Föppl. Erster Band. München-Berlin 1920, R. Oldenbourg. Gr. 8°. XI u. 328 S., 59 Abb. Gebunden M. 32.

Das Werk, dessen dem englischen »stress and strain« entsprechender Titel auch in der Absicht gewählt wurde, es vor Verwechslungen mit den »Vorlesungen über technische Mechanik« von A. Föppl zu schützen, will dem in der Praxis stehenden Ingenieur, der tiefer in die Festigkeitslehre einzudringen wünscht, ein Führer sein. Diesem Zweck wird der bisher vorliegende erste Band sowohl nach Inhalt wie auch hinsichtlich der Form der Darstellung in ganz hervorragender Weise gerecht.

Der Inhalt gliedert sich in vier Hauptabschnitte: die allgemeinen Grundlagen, die Sätze über die Formänderungsarbeit, die Biegungsfestigkeit der Platten, die Scheiben.

Der erste Abschnitt bringt, vom Gleichgewicht am Parallelepiped und Tetraeder ausgehend, die Gesetze des gleichmäßigen Spannungszustandes, die elastischen Grundgleichungen sowie Begriff und Wert der auf die Volumeneinheit bezogenen Formänderungsarbeit. Die Eindeutigkeit der Spannungsaufgabe wird untersucht und schließlich die für die praktischen Anwendungen besonders wichtige Frage der Bruchgefahr und der für sie maßgebenden Größen auf Grund der Anschauungen von Mohr, Coulomb (Guest), Huber sowie auf Grund eigener Versuche einer ausführlichen kritischen Betrachtung unterzogen.

Im II. Abschnitt wird zunächst das Prinzip der virtuellen Geschwindigkeiten auf die Biegung eines gekrümmten Rohrs auf Grund der Untersuchungen von v. Karman angewendet. Nach Darlegung der Kriterien für sicheres und unsicheres Gleichgewicht wird die Wichtigkeit des Satzes vom Minimum der Formänderungsarbeit für die Berechnung statisch unbestimmter Baukonstruktionen an den Beispielen eines Balkens auf drei senkbaren Stützen sowie eines Eisenbetonrahmens dargetan.

Der folgende Abschnitt bringt nach Ableitung der Differentialgleichung der elastischen Fläche die für die Anwendung besonders wichtigen Näherungslösungen für die rechteckige« längs der Kanten gelagerte Platte, wobei die geringe Veränderlichkeit des Biegungspfeils — im Gegensatz zur Biegungsspannung — selbst bei sehr verschiedenen Annahmen über die Form der Biegungslinie deutlich hervortritt. Außerdem werden die strengen Lösungen für die eingespannte elliptische Platte, die Kreis- und kreisringförmigen Platten angegeben und schließlich noch Platten von außergewöhnlicher Gestalt, von großen Durchbiegungen oder verschwindendem Biegungswiderstand behandelt.

Im Schlußabschnitt werden die durch Kräfte in ihrer Mittelebene beanspruchten plattenförmigen Körper, »die Scheiben«, mit Hilfe der beiden Verfahren der Einführung der Airyschen Spannungsfunktion sowie von komplexen Spannungsfunktionen eingehend behandelt. Das zweite Verfahren wird zur Bestimmung des Spannungszustandes in der durch eine Einzelkraft oder ein Drehpaar beanspruchten, unendlich ausgedehnten Ebene oder Halbebene verwendet. Untersuchungen über die Spannungen im durchlochten oder eingekerbten Zugstab, in Walzen und rotierenden Scheiben bilden den Schluß des I. Bandes.

Wie aus dem Gesagten hervorgeht, wird die vorgetragene Theorie an zahlreichen Beispielen erläutert; wo schwierigere mathematische Entwicklungen, wie z. B. die funktionentheoretischen Betrachtungen des letzten Abschnitts, nicht zu umgehen waren, sind sie vorher ausführlich erläutert, so daß das Verständnis in jeder Weise erleichtert ist. Wie in den »Vorlesungen über technische Mechanik« findet auch hier der wissenschaftlich forschende Ingenieur eine Fülle von Anregungen; für den Praktiker hingegen werden die zahlreichen Näherungslösungen, auf die mit Recht der größte Wert gelegt ist, wertvoll sein.

Da auch Druck und Ausstattung sehr gut sind, kann das Buch, das in einem zweiten Bande bald seinen Abschluß finden soll, nur bestens empfohlen werden. Schwerin.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Flugtechnischer Sprechabend am 16. April 1920, abends 7 Uhr in den Räumen des Flugverbandhauses, Blumeshof 17.

1. Vortrag des Herrn Obering. G. König: »Energiemessungen bei Flugzeugen mittels Steig- und Gleitflügen« mit Lichtbildern.

2. Vortrag des aus Rußland geflüchteten stud. ing. Scherschevsky: »Die Entwicklung der Flugtechnik in Rußland während der Kriegs- und Revolutionsjahre 1914—1919«.

3. Im Anschluß hieran gemütliches Beisammensein in den Räumen des Aero-Clubs.

Die Einführung von Herren als Gäste ist statthaft.

Die Geschäftsstelle.

Infolge der politischen Ereignisse in letzter Zeit erscheint dieses Heft verspätet.

Redaktion und Verlag.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Ausschreibung.

Die Deutsche Luftsport-Kommission schreibt einen Wettbewerb zur Hebung der Sicherheit der auf Verkehrsluftfahrten tätigen Bemannung und der auf dem Luftweg beförderten Reisenden aus.

Das Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen stellt hierfür Preise zur Verfügung in einer Gesamthöhe von

M. 50000.

Als Veranstalter des Wettbewerbes gilt die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.

I.

Ein Hauptpreis von M. 40000 soll demjenigen Bewerber zufallen, der in einem zum Luftverkehr zugelassenen Motorluftfahrzeug die zweckmäßigste Anbringung bzw. Verwendung bewährter oder neuartiger prüfungsfähiger Sicherheitsvorkehrungen gegen im Wesen der Motorluftfahrt begründete Unfallmöglichkeiten praktisch durchführt.

Alle Einzelheiten der für den Hauptpreis gültigen Bestimmungen gelangen im April 1920 zur Veröffentlichung.

Die Austragung dieses Wettbewerbsteiles ist für den Anfang des Jahres 1921 in Aussicht genommen.

II.

Ein Sonderpreis von M. 10000 ist für eine schriftliche Arbeit eines Deutschen nach dem Stande der Reichsangehörigkeit vom 1. Januar 1920 ausgeworfen, welche die Sammlung und Würdigung der über Sicherheitsvorkehrungen im Fluge aus Friedens- und Kriegszeit herstammenden Veröffentlichungen und der auf andere Weise bekannt gewordenen Vorkehrungen dieses Gebietes enthält.

Am höchsten sollen diejenigen Arbeiten bewertet werden, die aus den historischen oder technischen Erfahrungen und Vorgängen im Bereich praktischer Ausführbarkeit liegende Schlüsse für die Weiterentwicklung der Materie ableiten und begründen.

Ein Teil dieses Preises, jedoch nicht mehr als drei Zehntel, kann zur Drucklegung der preisgekrönten Schrift Verwendung finden. Eine Verpflichtung zur Drucklegung besteht nicht.

Durch ihre Teilnahme unterwerfen sich die Bewerber allen Bedingungen des Preisausschreibens.

Vorschriften für den Wettbewerb.

1. Anfertigung der Arbeit.
   a) Die Arbeit ist in deutscher Sprache auf einseitig beschriebenem Bogen nebst zwei leserlichen vollständigen Durchschlägen in Schreibmaschinenschrift anzufertigen.
   b) Jeder Arbeit ist ein Verzeichnis der benutzten Quellen der beigefügten Zeichnungen und sonstigen Beilagen beifügen.
   c) Der Umfang der Arbeit einschließlich Abbildungen und Anlagen darf gedruckt 160 Seiten (17 cm mal 24) nicht übersteigen.
2. Ablieferung der Arbeit.
   a) Die Einsendung der Arbeiten muß bis zum 15. September 1920, mittags 12 Uhr, an die Deutsche Luftsport-Kommission, Berlin W 35, Blumeshof 17, erfolgt sein. Spätere Einlieferung schließt vom Wettbewerb aus. Die Einlieferung kann durch eingeschriebene Postsendung oder durch einen Boten, dem eine Empfangsbestätigung ausgehändigt wird, erfolgen.
   b) Die Arbeiten sind mit einem Kennwort zu versehen und ohne Namensunterschrift zu lassen. Ein versiegelter Briefumschlag, der außen das gleiche Kennwort und eingeschlossen den Namen und Anschrift des Verfassers enthält, ist beizulegen.
3. Preisgericht.
   a) Zusammensetzung.
      Vorsitzender: Oberstleutnant Siegert, Berlin.
      Mitglieder: Oberstabsarzt Dr. med. und Dr. phil. Koschel, Berlin.
      Major a. D. Prof. Dr.-Ing. e. h. A. von Parseval, Berlin.
      Geh. Reg.- und Vortragender Rat im Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen Prof. Dr.-Ing. F. Bendemann, Berlin.
      Leutnant Wohlgemuth, Berlin.
   b) Die Deutsche Luftsport-Kommission kann zur Ergänzung des Preisgerichtes weitere Herren berufen.
   c) Die Entscheidung des Preisgerichtes erfolgt mit Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder.
   d) Das Preisgericht hat über die Drucklegung und den auf diese zu verwendenden Betrag zu beschließen.
   e) In allen Zweifelsfragen entscheidet das Preisgericht unter Anschluß des ordentlichen Rechtswegs; jedoch ist eine Berufung innerhalb 24 Tagen an die Luftsport-Kommission zulässig.
4. Verbleib der Arbeiten.
   a) Die preisgekrönte Arbeit geht in das Eigentum der Deutschen Luftsport-Kommission über. Diese veranlaßt gegebenenfalls deren Drucklegung und sorgt für Übermittlung etwaiger, aus der Veröffentlichung nach Deckung der Selbstkosten erzielter Überschüsse an den Bewerber.
   b) Die nicht preisgekrönten Arbeiten werden den Verfassern portofrei zugesandt, die Deutsche Luftsport-Kommission behält jedoch eine vollständige Ausfertigung der Arbeit zurück, welche für das Archiv der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt bestimmt ist.

(Sonderbericht.)

Zum Bauverbot.

Bericht aus dem englischen Parlament.

Oberstleutnant Lowther fragte am 19. Februar den Premierminister, ob der Oberste Rat sich überzeugt habe, daß die Anzahl der im Friedensvertrag Deutschland zugestandenen Flugzeuge (wenn solche überhaupt zugestanden waren) nicht überschritten worden ist.

Der Staatssekretär des Kriegsministeriums (Mr. Churchill): Laut Art. 198 des Friedensvertrages ist Deutschland nicht berechtigt, Kriegsflugzeuge zurückzubehalten.

Viscount Curzon: Können Euer Hochwohlgeboren vielleicht erklären, was unter einem Kriegsflugzeug zu verstehen ist?

Mr. Churchill: Es gibt eine genaue Definition dafür, aber es ist natürlich möglich, ein Armeeflugzeug umzubauen.

Oberstleutnant Lowther: Dürfen Zivilflugzeuge augenblicklich in Deutschland gebaut werden?

Mr. Churchill: Ja.

(»Flight«, Nr. 583 vom 26. Febr. 1920.)

Weltluftverkehr.

6 Monate Luftdienst London—Paris. 120000 km zurückgelegt. Der Luftdienst London—Paris ist nunmehr 26 Wochen in Betrieb. Das bisherige Ergebnis hat die Erwartungen in jeder Hinsicht überstiegen.

Vom August bis November 1919 fiel trotz häufiger ungünstiger Witterung nur ein einziger Flug aus, später, in den Wintermonaten, konnte der regelmäßige Flugplan allerdings nicht immer aufrechterhalten werden. Häufige Nebel, Schnee und Stürme ließen es aus Gründen der Sicherheit geboten scheinen, die Flüge öfters einzustellen. Im nächsten Winter hofft man, durch drahtlose Telegraph- und Telephonstationen auch diese Schwierigkeiten zu überwinden.

Die „Aircraft-Transport and Travel"-Gesellschaft hat bereits eine F. T.-Empfangstation auf dem Dach ihres Hauses in Westminster errichtet und befaßt sich weiterhin mit neuen Vorkehrungen zur Erleichterung und Förderung des Luftverkehrs.

Während der letzten 6 Monate sind unter den 305 ausgeführten Flügen nur 9 Notlandungen zu verzeichnen, ein sprechender Beweis für die Tüchtigkeit und Zuverlässigkeit der Führer und Flugzeuge. (Auszug aus The Times, London, 23. Februar 1920.) ND. **9.**

Am 19. Februar wird ein amerikanischer Luftverkehr auf der Strecke Paris—Warschau eröffnet. Die Flugzeit soll etwa zehn Stunden betragen mit Zwischenlandungen in Koblenz und Berlin. (»The Times«, 19. Februar 1920.) ND. **9.**

Flugplatzanlage im Buschland. In seinem Bericht über die Vorbereitung der Flugstrecke von Abercorn bis Kapstadt beschreibt Major Treat die ungeheuren Schwierigkeiten, die sich ihm und seinen Gefährten bei dieser Arbeit entgegenstellten.

In der südafrikanischen Union waren die einzigen ernsteren Hindernisse bei der Anlage der Landeplätze Ameisenhaufen und



Felsblöcke, weiter südlich wurden die Arbeit schon bedeutend schwieriger, da es häufig notwendig war, Wege durch dichtes Gebüsch zu schlagen und reißende Flüsse zu überbrücken. Auch war diese Strecke durch die Tse-tse-Fliege (Träger der Schlafkrankheit) und Sumpffieber besonders gefährdet.

Die Landungsplätze wurden durch einen weißgekalkten Kreis gekennzeichnet; auf solchen, die kein Wasser hatten, wurden Brunnen gegraben.

Von einem Platz wurden über 1000 Bäume entfernt, auf einem anderen mußte eine 20 m breite Schlucht mit Sand und Geröll gefüllt werden, wieder einer wurde von Steinen und Felsgeröll freigemacht, was den Abtransport von 1000 Waggonladungen bedeutete. (Auszug aus »The Times«, 20. Februar 1920.) ND. 9.

Amerika.

Die Zukunft der Luftfahrt. (The future of aviation). Der Auszug aus dem Vortrage in der Jahresversammlung der American Society of Mechanical Engineers in New York behandelt die Riesenleistungen der Amerikaner auf dem Gebiete des Flugwesens. Er weist zunächst auf die Arbeiten der Brüder Wright hin, die für ihre Erfindungen nicht nur ihre eigenen Mittel, sondern auch die ihrer Schwester hingegeben haben. Der Krieg selbst habe der Fliegerei einen ungeheuren Anstoß gegeben und Fortschritte herbeigeführt, die unter anderen Umständen 50 Jahre erfordert hätten. Aus dem Nichts habe man in wenigen Monaten 16852 Flugzeuge, 40420 Flugmotoren, 642 Ballone, mehrere hundert Flugboote und die vielen Zubehörteile geschaffen, die funkentelegraphischen Geräte, die Sauerstoffatmer für die Flieger in großer Höhe, die Bomben, die Zielvorrichtungen, die elektrisch geheizten Kleidungen, die Maschinengewehre, fest eingebaut und gesteuert, von denen 37000 geliefert wurden, Feuerwerkeinrichtungen und andere. Eine ganze Industrie wurde ins Leben gerufen, an der etwa 300 Unternehmungen und über 250000 Menschen beteiligt waren, als der Waffenstillstand unterzeichnet wurde. In den 18 Monaten des Krieges wurde ferner der Liberty-Motor entworfen und in 15576 Stück hergestellt, der erste Flugmotor, der über den Atlantischen Ozean, wie über den amerikanischen Kontinent geflogen ist, und der dank seiner Vorzüge zu den besten der Welt gehört.

In Zukunft wird sich das Militärflugzeug nach verschiedenen Richtungen entwickeln: man wird Panzerflugzeuge mit geschützten Führer- und Beobachtersitzen, größere und reicher bewaffnete Flugzeuge verwenden, die ihr Ziel unmittelbar ansteuern werden. Eine andere Art von Flugzeugen wird die großen Höhen aufsuchen, die allein beim Luftkampf den Vorteil gegenüber dem Gegner sichern. Das bedeutet, daß in Zukunft das Kampfflugzeug in Höhen von 12 km und bei —40° C geflogen wird. Dazu kommt, daß die heute in Ausnahmefällen erreichte Geschwindigkeit von etwa 270 km/h normal werden wird, daß ferner das Lufttorpedo kommt, d. h. das unbemannte Flugzeug, das 160 km weit fliegt, dann seine Flügel löst und den ganzen Rumpf auf ein Ziel von dem Umfang einer Stadt fallen läßt. Das ist nicht etwa ein Traum, sondern war während des Krieges bereits so gut durchgebildet, daß die Erfinder, die gedacht hatten, nunmehr hinübergehen und diese unbemannten Flugzeuge gegen den Feind loszulassen zu können, durch den Waffenstillstand enttäuscht worden sind. Es gibt hierfür auch noch die drahtlose Steuerung, doch bietet sie viele Schwierigkeiten, die ihre Ausführbarkeit in Frage stellen können.

Der Vortrag behandelt dann die Aussichten des Friedensluftverkehrs, fur den Landeplätze in jeder Stadt von über 10000 Einwohnern, drahtlose Signaleinrichtungen, bessere Navigationsgeräte, daneben weitere Erforschung der Windverhältnisse in höheren Luftschichten und ausreichender Nachwuchs an gut ausgebildeten Flugzeugführern gefordert werden. Der Luftpostverkehr hat sich als Vorbereitung hierfür bewährt und verdient gefördert zu werden.

Sehr beachtenswert sind auch die beim Vortrag gezeigten Abbildungen, auf denen u. a. ein eigenartiger Prüfstand für den Liberty-Motor, eine Einrichtnng zum Prüfen der Festigkeit des Fahrgestells, eine andere zum Prüfen von Rümpfen, ein Federschubmesser für die Schraube im Flugzeug, der Einbau einer 37 mm-Kanone und anderes zu sehen sind. (»Mechanical Engineering«, Januar 1920.) ND. 9.

In der **„Naval Aircraft Factory"**, Philadelphia werden Vorbereitungen zum Bau eines starren Luftschiffes getroffen. Zur Anfertigung der vielen erforderlichen Zeichnungen ist ein besonderes Zeichenbureau eingerichtet worden. (»Flight« Nr. 581, den 12. Februar 1920.) ND. 9.

Britisches Reich.

Statistik der Fliegerunfälle. Das Luftministerium gibt bekannt: Nach freiwilligen Angaben der Luftverkehrsfirmen des Vereinigten Königreiches für die Zeit vom 1. Mai bis 31. Dezember 1919 wurden in Großbritannien und auf der festländischen Flugstrecke 403 Flugzeuge betrieben, 35350 Flüge ausgeführt und 8368 Flugstrecken von insgesamt rd. 1050 km zurückgelegt; 64416 Reisende und 33571 kg Fracht befördert. Folgende Zahlen zeigen, in welchem Verhältnis die Unfälle zu den Flügen stehen:

Unfälle, die den Tod eines oder mehrer Insassen des Flugzeuges zur Folge hatten	4
Zahl der nicht tödlichen Unfälle, die Beschädigungen der Insassen oder des Flugzeuges zur Folge hatten	8
Unfälle, die den Tod dritter Personen zur Folge hatten (Insassen unverletzt)	1
Unfälle, bei denen niemand getötet oder verletzt wurde	5
Gesamtzahl der gemeldeten Unfälle	18
Auf einen Unfall kommen Flüge	1900
und Flugstunden	405

Die häufigsten Ursachen der Unfälle waren: Versagen des Motors (6 Fälle); fehlerhafte Beurteilung von seiten des Führers und ungünstige Witterungsverhältnisse (2 Fälle); unbeabsichtigtes Eingreifen in die Doppelsteuerung; Entzündung des Benzins; Kreuzen der Anlaufbahn durch ein Gefährt (je 1 Fall); 2 Fälle waren nicht festzustellen, 3 wurden nicht untersucht.

Personenunfälle. Laut Bericht wurden 4 Flugführer getötet, 6 verletzt, 1 Reisender getötet, 10 verletzt; 1 dritte Person kam beim oben erwähnten Unfall (Gefährt) ums Leben. Die Unfallhäufigkeit ist:

Getötete Flugführer (auf 1000 Führerflüge)	0,11
verletzte » (» 1000 »)	0,17
getötete » (» 1000 Führerflugstunden)	0,48
verletzte » (» 1000 »)	0,72
getötete Reisende (» 1000 beförderte Reisende)	0,16
verletzte » (» 1000 » »)	0,16
getötete » (» 1000 Reisestunden)	0,06
verletzte » (» 1000 »)	0,61

Diese Aufstellung schließt das 10000 Pf.-St.-Preisausschreiben (Australien-Flug) nicht ein. (»Aeronautics« Nr. 331, den 19. Februar 1920.) ND. 9.

Der Unterrichts- und Forschungsausschuß für die Luftfahrt. (Comittee on Education and Research in Aeronautics) hat dem Luftministerium einen Bericht unterbreitet über

1. die Errichtung eines besonderen Lehrstuhles für Luftfahrt an der Kgl. Universität.
2. die Bildung eines Forschungsausschusses für Luftfahrtfragen.

Ferner betont der Ausschuß, daß sich die Luftfahrzeugindustrie augenblicklich in einer gefährlichen Krise befindet, die nicht nur von privater Seite, sondern auch von der Regierung mit allen Mitteln bekämpft werden müsse. (»Auszug aus »The Times« vom 19. Februar 1920.) ND. 9.

Luftfahrt-Vorlesungen. Sir Richard Glazebrook wird am 25. Februar an der Wissenschaftlichen Hochschule (Imperial College of Science) South Kensington einen Vortragszyklus über folgende Themen halten:

25. Februar	Luftfahrt-Forschung. Modelle. Versuche mit großen Flugzeugen.
3. März.	Stabilität und Flugsicherheit.
10. März.	Instrumente und Versuche mit großen Flugzeugen.
17. März.	Konstruktionsstärke. Sicherheitsfaktor.
24. März.	Die Luftschraube. Ihre Herstellung und Zweckmäßigkeit.

Der Eintritt zu den Vorlesungen ist frei für jedermann. (»Aeronautics« Nr. 331, 19. Februar 1920.) ND. 9.

Major Bishop von der Luftfahrt-Inspektion hielt am 18. Februar vor der Kgl. Aeronautischen Gesellschaft einen Vortrag über **Zeichnungen und Entwürfe von Luftfahrzeugen.** Der Redner betonte, daß den Zeichnungen von Luftfahrzeugen infolge der neuen Anforderungen der Friedensluftfahrt besondere Sorgfalt zugewendet werden müsse, um spätere kostspielige Änderungen zu vermeiden. Bei ernstlicher Berücksichtigung aller Möglichkeiten und Erfordernisse könnten die Zeichnungen so genau ausgeführt werden, daß beim Bau der Luftfahrzeuge viel Arbeit, Zeit und Geld gespart würde. (Auszug aus »The Times«, den 19. Februar 1920.) ND. 9.

Deutschland.

Die **Deutsche Luft-Reederei** nahm am 5. Februar vorigen Jahres ihren Flugbetrieb auf und blickt somit auf eine einjährige Flugtätigkeit zurück. Sie hat während dieser Zeit ihre Gesamtorganisation in den Dienst des öffentlichen Verkehrs gestellt, über 3000 Reisende und nahezu 100 t Post und andere Lasten befördert. Trotz aller Schwierigkeiten mit Betriebsstoffen ist es ihr gelungen, mit ihren Flugzeugen eine Entfernung von 650000 km, also mehr als den 16fachen Erdumfang zurückzulegen.

Die Flüge sind zum größten Teil im deutschen Postdienst ausgeführt.

Während der Leipziger Mustermesse und technischen Messe wird auch die Deutsche Luftreederei, wie im vorigen Jahre, ihre Flugzeuge zu Rundflügen über Leipzig und Umgebung und Flügen nach den wichtigsten deutschen Städten zur Verfügung stellen. Zwischen Leipzig und Berlin wird während der Dauer der Messe ein täglicher Flugdienst zwecks Transport von Personen und Gütern eingerichtet, wozu schon jetzt zahlreiche Anmeldungen eingegangen sind. (Sonderberichte.) ND. 9.

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugberechnung. Die Vorteile internationaler Übereinkunft über die Höhenbestimmung. Da für die Luftfahrt nicht Luftdruck und Höhe, sondern die Luftdichte maßgebend ist, sollte man als Höhe einen Wert angeben, der nicht der wirklichen Höhe, sondern einer der beobachteten Lichtdichte nach Übereinkunft zugeordneten Höhe entspricht. Diese Übereinkunft, der bisher in den einzelnen Ländern das Jahresmittel zugrunde legt, sollte nach irgendeinem Schlüssel international erfolgen. Die Luftdichte und die ihr zugeordnete Höhe lassen sich an einem passend eingerichteten Barometer (vgl. S. 78) unmittelbar ablesen. - Tenani. L'Aeronauta. Bd. 2. Juni/September 1919, S. 116/117 ($2^{1}/_{2}$ Sp., 1 Abb. des Barometers mit Luftdichteteilung). E. TF. **9.**

Flugzeugantrieb. Antrieb von Flugzeugen. - Der »propulseur trompe«. (Übersetzung einer Zuschrift von H. F. Mélot, dem Erfinder des neuen Antriebes, an den Herausgeber.) Im Mai 1918 wurden die Erbauer vom französischen Erfindungsminister aufgefordert, Pläne für ein 250 PS-Flugzeug mit Düsenantrieb auszuarbeiten. Den Kompressor treiben die Erfinder durch ein Turbinenrad an, das vorn an die Spitze des Rumpfes gestellt ist und den Kolbenantrieb betätigt, während die Antriebsdüsen an den Seiten des Rumpfes liegen. Ein Hilfsbehälter mit Druckluft dient zum Anlassen beim Abflug und wird während des Fluges aufgeladen, da die Leistung des Kompressors etwas größer als der Verbrauch der Düsen ist. Spätere Pläne, diesen Turbinenantrieb zu beseitigen, haben erst die neuere Lösung geschaffen, die auch auf der Pariser Ausstellung vorgeführt wurde, und die darauf beruht, daß vor dem aus der Verbrennungskammer mit großer Geschwindigkeit austretenden Gasstrom durch eine Anzahl vorgelagerter Düsen ein großer Unterdruck geschaffen wird, derart, daß auch ohne vorgängige hohe Verdichtung ein für guten thermischen Wirkungsgrad ausreichendes Druckgefälle geschaffen wird. Durch die starke Entspannung wird eine solche Temperaturerniedrigung erzielt, daß die Gasdüse genügend widerstandsfähig gemacht werden kann (?). Auch hierbei geht die Arbeit zum Verdünnen der Luft von dem Vortrieb verloren. Am schwierigsten ist die Frage des Anlassens. Diese kann durch Druckluft oder dgl. gelöst werden. Man darf aber nicht übersehen, daß die Einrichtung nur bei hoher Geschwindigkeit wirksam sein kann und bis jetzt nur Laboratoriumsversuche vorliegen. (The Engineer. Bd. 79, 20. Februar 1920, S. 189 (1 Sp., 2 Zeichnungen des Flugzeuges und der Wirkungsweise des Düsenantriebes). Hr. TF. **9.**

Flugzeugbau. Die Grenzen der Flugzeuggröße. (The large aeroplane and its limitations.) Die bisherigen Überlegungen über die Vergrößerungsmöglichkeit von Flugzeugen stützen sich auf die Annahme, daß die Gewichte und Festigkeiten mit der dritten, die Gesamtfluggewichte aber mit der zweiten Potenz der Längenabmessungen wachsen. An dem Beispiel eines 4 t-Flugzeuges läßt sich aber für eine Vergrößerung bei ungeänderter Geschwindigkeit (137 km/h), Flächenbelastung und Luftdichte zeigen, daß zwar für obige Annahmen eine Steigerung über 17,6 t Gesamtgewicht unmöglich ist, daß dagegen die Grenze bei 27 t liegt, wenn man die Widerstandsersparnis beim großen Flugzeug, ferner das geringere Einheitsgewicht der großen Motoren, die verhältnismäßig geringere Besatzung und das in seiner Höhe ungeänderte Fahrgestell in Betracht zieht (das Gewicht der Bespannstoffe wächst mit dem Quadrat der Längen). Wenn man beachtet, daß wegen des Reibungswiderstandes, der mit der Oberfläche wächst, nach Versuchen von Zahm u. a. die Gleitzahl mit zunehmender Größe besser wird, daß eine bessere Materialausnutzung bei größeren Bauwerken möglich ist, weil etwa die Hälfte des Baugewichts nicht bis zur Bruchsicherheit beansprucht ist und ein Viertel des Gewichts überhaupt keine Kräfte aufnimmt, so liegt der Grenzwert verschwindender Nutzlast bei 63 t.

In den später vielleicht möglichen Fällen, daß sich durch verbesserte Bauweise 25 vH des Gewichts sparen ließen, oder daß zu den früheren Vorzügen ein Motorgewicht von 1,4 kg/PS käme, oder daß die Gleitzahl 1:10 statt 1:6,25 wäre, würde der Grenzwert auf 158 bzw. 189 bzw. 210 t erhöht. Der Nutzlastanteil am Gesamtgewicht, der jetzt für ein 4 t-Flugzeug 32 vH beträgt, wäre dann noch bei einem 15 t- bzw. 70 t- bzw. 85 t-Flugzeug ebenso groß. - Ryan. The Aeronautical Journal. Bd. 23. Oktober 1919. S. 530/536 ($7^{1}/_{2}$ Sp., darunter ein Anhang mit Äußerungen zu einem früheren Votrage von Handley Page, o. Abb., 3 Zahlentafeln). E. TF. **9.**

Flugzeugbeschreibung. Das Aeromarine-Flugboot hat 114 km/h Geschwindigkeit. Die beiden Fluggäste sitzen hinter dem Führer und vor den Flügeln im Rumpf in einer Kabine, die reichlich mit Zellonfenstern versehen und stromlinienförmig ist. Das Innere ist mit blauem Leder überzogen, auch die Polstersitze. Der Achtzylinder 130 PS-Aeromarine-V-Motor, der mit jedem Benzin lauft, sitzt oben hinter der Kabine zwischen den Flügeln, der Hauptbehälter für $3^{1}/_{2}$ h Flugdauer hinter der Kabine im Boot. Eine Flügelradpumpe hebt das Benzin in den Fallbehälter im oberen Tragdeck. Spannweite oben 14,8 m, unten 11,6 m. Leergewicht 1,04 t, Nutzlast 0,37 t. Landegeschwindigkeit 67 km/h. Steiggeschwindigkeit 670 m in 10 min. — Aeronautics. Bd. 18. 26. Februar 1920, S. 174/175 ($1^{1}/_{2}$ Sp., 2 Abb.). E. TF. **10.**

Flugzeugbeschreibung. Orenco-Flugzeuge. Das neue Orenco-F-Verkehrsflugzeug mit 150 PS-Hispano-Suiza soll bei 137 km/h Geschwindigkeit 440 km mit einem Führer und drei Fluggästen zurücklegen.

Das Orenco-D-Jagd-Flugzeug mit 300 PS-Hispano-Suiza ist durch seine 223 km/h bei 76 km/h Landegeschwindigkeit eines der schnellsten Flugzeuge der amerikanischen Luftstreitkräfte. Spannweite 9,2 bzw. 8,5 m, Flügeltiefe 1,5 m, Flügelabstand 1,3 m, Staffelung 0,30 m; Länge 6,6 m, Höhe 2,5 m; Leergewicht 0,76 t, Nutzlast 0,35 t; Flugweite 420 km; Steigfähigkeit: 1,5 km in 4,3 min, 4,6 km in 16,8 min. Auslauf beim Landen rd. 80 m. — Aeronautics Bd. 18. 26. Februar 1920, S. 175 (1 Sp., 1 Abb.). E. TF. **10.**

Flugzeugbeschreibung. Das Werk der Brüder Caudron (Von der 6. Luftfahrt-Ausstellung). Zusammenstellung aus den Angaben:

Bauart	C 25	C 33	G 3
Zweck	Verkehr	Touren	Sport, Schaustellung, Verkehr usw.
Motorleistung, PS	3×250	2×80	80 bezw. 100
Art der Motoren	Salmson 79	Gnome-Rhone-Umlauf	Gnome-Rhone bzw. Anzani
Spannweite, m	25	oben 15,50 unten 14,20	oben 13,40, unten 10,05
Länge, m	19	9,35	6,40
Höhe, m	5,15	3	1,40
Tragfläche, m²	155	16,75	27
Gesamtgewicht, t	5,5	1,385	—
Leergewicht, t	3,4	0,885	0,34 bzw 0,42
Nutzlast, t	2,1	0,500	0,29
davon Ladung, t	1,2	0,316	0,175
Flugdauer, h	6	6	—
Betriebsstoffgewicht, t	0,895	0,184	0,115
Brennstoffbehälter, l	2×520	2×100	—
Ölbehälter, l	3×50	2×21	—
Geschwindigkeit, km/h	165	130	112
Zahl der Führer	2	11	11
Zahl der Reisenden	16	3	1
Bemerkungen	Luxuslimusine, abgetrennte Führerkabine f. d. Ablösung	Kabine für 2 Fluggäste, vorn im Rumpf.	als Schulflugzeug, auch für Kunststücke geeignet.

— Blanchet. L'Aérophile. Bd. 28. 1./15. Januar 1920 (4 Sp., 1 Abb. des Standes in der Ausstellung, zum Schluß ein geschichtlicher Überblick, der auch die Kriegsflugzeuge enthält). E. TF. **10.**

Flugzeugfestigkeit. Beanspruchung von Rümpfen, mit besonderer Rücksicht auf seitliche Belastung. Man hat bisher den Spannungen größere Aufmerksamkeit geschenkt als den Belastungen selbst. Man berechnet die Gesamtlast auf Flosse und Ruder gewöhnlich mit dem Beiwert 0,4. Von den Kräften sind am wichtigsten: Stärkstes Treten des Seitensteuers, plötzliche Seitenböen, einstellbare Flosse bei Zweimotoren-Flugzeugen zum Fliegen mit einem Motor, Zusammentreffen dieser Einwirkungen. So entstehen Winkelbeschleunigungen, daher darf man den Rumpf nicht als zwischen den Flügelanschlüssen eingespannt betrachten, und die Kraftwirkungen werden geringer. Auf Grund von Windkanalversuchen mit einem Modell 1:10 des Boulton & Paul-»Bourges« mit Wendungen und Seitenruderausschlägen kann durch schrittweise zeitliche Integration die Gesamtwendung berechnet werden, wobei die Kräfte wegen der Wendebeschleunigungen zu berichtigen sind. Ferner ergeben sich die Rudermomente für jeden Wendewinkel und die Änderung des Drehmoments während der Ruderbewegung je nach deren Geschwindigkeit verschieden. Das Biegemoment ist am größten in der augenblicklichen Drehachse, die vor dem Schwerpunkt liegt, also nicht in den Flügelanschlüssen, und beträgt nur etwa $^{3}/_{4}$ des Biegemoments bei statischer Belastung. Die Kräfte an Kielflosse und Seitenruder konnten im Windkanal unmittelbar gemessen werden, indem Flosse oder Ruder oder beide vom Rumpf abgelöst, aber in ihrer natürlichen Lage zu ihm befestigt wurden. Die Ergebnisse stimmten innerhalb der Fehler infolge der kleinen Spalten überein. Über den Einfluß der Ruderform und -größe gibt Bairstow, »Applied Aerodynamics«, nach Versuchen des National Physical Laboratory Aufschluß. Wegen der verwickelten Verhältnisse ist es zurzeit unmöglich, den oben mit

0,4 angegebenen Beiwert genau zu bestimmen. Er kann zwischen 0,2 und 0,5 schwanken. Zu untersuchen sind noch die tatsächlichen Steuerkräfte des Führers, die »Gelenkmomente«, auch für ausgeglichene Ruder, die Geschwindigkeitsänderungen in Böen, die Geschwindigkeiten und Beschleunigungen bei den Flugbewegungen. — North. Aircraft Engineering. Bd. 1. Januar und Februar 1920. S. 10/13 und 50/52 (19 Sp., 9 Abb., 3 Zahlentafeln). E. TF. **10.**

Luftschraubenfestigkeit. Biege-Schwingungen, Ausbiegen und Abbrechen einer Schraubenwelle. Mit bekannten mechanischen Untersuchungsverfahren läßt sich für die zwei- oder mehrflügelige Luftschraube am Ende einer Welle zeigen, daß im ausgewuchteten Zustande der Lauf bei einer gewissen berechenbaren Drehzahl am ruhigsten ist, bei höheren Drehzahlen schlechter wird, bis es bei der kritischen Drehzahl zum Bruch kommt. Im Falle einer Unbalanz kann eine ständige Ausbiegung bestehen, die aber spätestens bei der gleichen kritischen Drehzahl zum Versagen führt. — Morris. Aeronautics. Bd. 18. 29. Januar 1920. S. 108/110 (4½ Sp., 3 Abb.). E. TF. **9.**

Meßgerätebeschreibung. Ein Meteorograph für Flugzeuge. Seit 1915 werden auf dem Flugplatz Soesterberg gelegentliche Wetteraufstiege mit aufzeichnenden Instrumenten gemacht, und zwar mit »Flieger-Meteorographen« der Flugplatz-Station des Kgl. Nied. Meteorologischen Instituts.

1. Die Geräte wurden gefedert und belüftet in den Flugzeugen aufgehängt, bei dem alten Farman im Fahrgestell. Baro-, Thermo- und Hygrometer schreiben gleichzeitig auf ein berußtes Papier auf einer durch ein Uhrwerk gedrehten Trommel. Aus entsprechenden Punkten der drei Kurven ergeben sich Temperatur, relative Feuchtigkeit und Steigfähigkeit in verschiedenen Höhen. Der Streifen wird nach der Aufnahme fixiert und dann ausgewertet.

Das Aufspannen und Berußen des Papierstreifens, das Einsetzen der Trommel, das Anbringen von »Eichungslinien« und das Aufziehen des Uhrwerks, nachher das Herausnehmen der Trommel, das Fixieren des Rußes usw. erfordern sachkundige Behandlung. Außerdem kann der Flieger die Aufzeichnung während des Fluges nicht sehen; die Beobachtungsergebnisse lassen sich aus den Kurven nicht einfach ablesen.

2. Das führte bereits vor einigen Jahren zu einem Meteorographen, der einfach zu behandeln und vom Sitzplatz aus unmittelbar abzulesen ist. Er ist so aufzuhängen, daß die Aufzeichnungen erschütterungsfrei und die Belüftung gut sind. Die Auspuffgase dürfen nicht stören. Der Deckel ist für den Luftstrom durchbrochen. Die Aufzeichnung von Höhe, Temperatur und Feuchtigkeit geschieht durch zwei Federn, die auf einer Kreisplatte zwei Linien schreiben. Sie wird nicht durch ein Uhrwerk, sondern durch den Luftdruck gedreht. Der Stand der Scheibe kann an einer Höhenteilung am Diagrammpapier abgelesen werden. Die Krümmung des Bimetall-Thermometers in der rechten, oberen Ecke des Gerätes bewegt den oberen Schreibhebel, der so die Temperatur abhängig von der Höhe (dem Luftdruck!) aufzeichnet. Der untere Schreibhebel ist mit dem Haarbüschel verbunden, das von der linken unteren Ecke über zwei Rollen an der Oberkante nach rechts unten läuft, wo es durch eine Spiralfeder gespannt wird. Ein Ring um den Rand der Tafel hält das Diagrammpapier. Die Schreibhebel werden durch Niederdrücken eines Hebels von einer Brücke gehoben. So kann der Flieger während des Fluges an einem einfach zu handhabenden Gerät mit einem Blick den Gang der Temperatur und Feuchtigkeit mit der Höhe ablesen. Die erste Ausführung hat 6 km Meßbereich. Der Abstand zweier Linien bzw. Kreise entspricht 0,5 km Höhen-, 10° Temperatur- bzw. 25 vH Feuchtigkeitsunterschied. — H. G. Cannejieter. Het Vliegveld. Bd. 4. 14. Februar 1920. S. 57/59 (4½ Sp., 3 Abb. einer Meteorographenkurve und eines neuen Wetterschreibers). E. TF. **9.**

Meßgerätebeschreibung. Der Flugzeugkurvenzeiger mit statischer Druckmessung. (The Static Head Turn Indicator for Aeroplanes.) Mit Bezug auf Arbeiten von Lucas, Marson und dem Verfasser sowie auf das Versagen der Pendelneigungsmesser in der Kurve wird ein Druckmesser für das Fliegen im Nebel beschrieben. Er besteht aus zwei Anzeigern des statischen Druckes, die möglichst vor der Flügelvorderkante an den Flügelenden anzubringen sind und am besten mit Hilfe einer Windfahne in einem Universalgelenk drehbar ausgeführt werden, so daß sie sich selbst in den Wind einstellen können. Die Anzeige eines Staudruckmessers würde durch die Fliehkraft aufgehoben. Beim statischen Druckmesser wird der Unterschied infolge der verschiedenen Höhenlage der Flügelspitzen in der Kurve durch das Gewicht der Säule in der Meßleitung ausgeglichen, während die Fliehkraft an einem empfindlichen Manometer, Bauart Ogilvie, mit außerordentlich empfindlicher, kreisförmiger Gummimembrane, gemessen wird. Nach einer anderen Auffassung wirkt das Gewicht der Meßluft in einer richtig geflogenen Kurve überhaupt nicht auf das Manometer, sondern nur der Druckunterschied infolge der Höhenlage. Bei Wolkenflügen hat sich das Gerät bewährt. — Darwin. Aeronautics. Bd. 17. 30. Oktober 1919. S. 410/412 (4½ Sp., o. Abb.). E. TF. **9.**

Motorbeschreibung. Der Cosmos-»Lucifer«-Motor. Daß ein Dreizylinder mit 100 PS so gut arbeitet, ist für den Luftverkehr wegen der leichteren Wartung sehr wichtig. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering). Bd. 18. 28. Januar 1920. S. 220 (½ Sp., o. Abb.). E. TF. **9.**

Motorbeschreibung. Die Salmson-Flugmotoren. (Les moteurs Salmson.) Die Werke in Billancourt bei Paris beschäftigten beim Waffenstillstand 9000 Arbeiter und lieferten monatlich 700 Motoren, 200 Flugzeuge und 1500 Zündmagnete. Der neueste Motor hat 9 Zylinder von 140 mm Bohrung und 170 mm Hub in Sternform und leistet 300 bis 310 PS bei 1500 Uml./min. Die Stahlzylinder, mit Kühlwassermänteln aus Stahlblech und je 2 Ein- und Auslaßventilen mit Schraubenfedern, sind abweichend von dem bisherigen Verfahren mit Flanschen auf dem in der senkrechten Mittelebene geteilten Kurbelgehäuse befestigt, wobei der Ausbau einzelner Zylinder wesentlich erleichtert wird. Die Aluminiumgußkolben tragen 5 weiche Gußeisenringe, von denen einer ein Ölabstreifring ist, und wirken auf die mit Gegengewicht versehene Chromnickelstahl-Kurbelwelle durch ein frei bewegliches Hauptlager mit zugehöriger Hauptbleuelstange und angelenkten Nebenbleuelstangen. Der Motor kann durch Anwerfen mit der Schraube, durch Handkurbel oder durch Druckluft angelassen werden und wiegt mit doppelter Magnetanlage ohne Wasser und Kühler etwa 300 kg. Der Betriebstoffverbrauch beträgt 225 g/PSh, die Lebensdauer ohne größere Ausbesserung bis zu 1000 h; Dauerläufe von 50 Betriebsstunden können ohne weiteres ausgeführt werden. Ein ähnlicher Motor von 600 PS wird vorbereitet. — G. Blanchet. L'Aérophile. Bd. 28. 1. 15. Januar 1920. S. 21/22 (4 Sp., 1 Lichtbild, A Z 9-Motor von 300 bis 310 PS). Hr. TF. **9.**

Motorbeschreibung. Leistungen der Sunbeam-Gesellschaft. Die Sunbeam Motor Co., Ltd., hat außer Flugmotoren auch Flugzeuge gebaut, vor allem Avro-Flugzeuge.

Das Avro-Normal-Schulflugzeug 504 K hat 11,0 m Spannweite, 3,2 m Höhe, 8,8 m Länge, ist mit 100 PS-Dyak-Motor ausgerüstet, wiegt leer 0,58 t, mit Benzin (67 kg) und Öl (14 kg) für 2¾ h, ferner mit 23 kg Wasser, einem Führer von 68 kg insgesamt 0,82 t. Der »Dyak« wurde viel für die kleinen Aufklärungs-Prallluftschiffe verwendet. Die Firma gewährleistet eine Betriebsdauer von 300 h ohne Überholen. Die 6 Aluminiumzylinder des von Coatelen gebauten Dyak sind im Block gegossen, mit stählernen Laufflächen und bronzenen Ventilsitzen. Das Aluminium-Kurbelgehäuse ist das größte je in diesem Material hergestellte, ist bei der Firma gegossen, macht einen sauberen Eindruck, die Aluminiumkolben haben die üblichen Ringe und unten einen Ölabstreifring. Die Ventile von hochhaltigem Chromstahl und besonderer Gestalt, so daß sie der Hitze widerstehen und Verdrehungen vermeiden, werden von einer einzigen Nockenwelle über den Zylindern gesteuert. Die hohle Chromnickelstahl-Kurbelwelle ist siebenfach in Weißmetall-gefütterten Preßgußschalen gelagert; das Schmieröl tritt in allen Wellenlagern ein und läuft durch Leitungen in den Kurbeln zu den Schubstangen, die aus dem gleichen Material sind und oben Bronzebuchsen tragen.

Der Wassermantel ist mit den Zylindern zusammengegossen, die Durchtritte sind sehr groß. Die Schleuderpumpe für das Kühlwasser fördert reichlich, und die starke Kühlung verbürgt Betriebssicherheit. Der Kühlmantel ist zur Reinigung leicht zugänglich.

Zur Schmierung dient eine Absaugpumpe, die das Öl vom Sumpfe wieder in den Behälter fördert, eine Hauptpumpe zum Schmieren der Wellenlager unmittelbar aus dem Behälter und eine Hilfsölpumpe, die mit gringerem Druck die Nockenwelle und andere Teile speist. Zwei Sechszylinder-Magnete arbeiten auf je eine Zündkerze und werden von der Kurbelwelle mit Schneckentrieb und Zwischenwelle betätigt. Die Schraube wird ohne Untersetzung mit 1200 Uml./min getrieben. Das Trockengewicht des Motors ist 182 kg.

Der Motor ist sehr gut zugänglich, zuverlässig, sauber verkapselt und wirtschaftlich: Der Brennstoffverbrauch beträgt 68 vH, der Ölverbrauch 10 vH der besten Umlaufmotoren. Der Motor läßt sich auch leicht einbauen und hält seine Leistung ständig bei, kann aber auch sehr weit gedrosselt werden.

Die Firma hat ein neues großes Ersatzlager (»Service Depot«) mit allen Bequemlichkeiten für Kraftfahrer eingerichtet. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering). Bd. 18. 28. Januar 1920. S. 216/218 (3 Sp., 3 Abb. des Dyak und des Avro-Flugzeuges). E. TF. **9.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Herrn Hauptmann G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.



III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Angemeldete Patente.

Ausgelegt am 26. 2. 20. Einspruch bis 26. 4. 20.

77h, 5. B. 85507. Robert Bunge u. Richard Bunge, Rostock, Meckl. Flammenwerfer für Flugzeuge. 14. 2. 18.

77h, 5. B. 87535. Berliner Metall-Industrie G. m. b. H., Berlin. Fußhebelsteuerung für Flugzeuge. 4. 10. 18.

77h, 5. O. 9337. Charles Herbert Ocumpaugh, Rochester, New York; Vertr.: M. Schmetz, Pat.-Anw., Aachen. Flugzeug. 6. 1. 15.

77h, 7. R. 46297. Rumpler-Werke A.-G., Berlin-Johannisthal. Tragdecke für Flugzeuge mit Leichtmetallbespannung. 31. 7. 18.

77h, 9. L. 47415. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Fahrgestell für Flugzeuge mit Laufrädern und ausschaltbaren Schneekufen. 9. 11. 18.

77h, 15. S. 44748. Siemens & Halske Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin. Einrichtung zur Beförderung von Sprengladungen durch Fall von einem höher gelegenen Absendeorte aus; Zus. z. Pat. 309220. 15. 12. 15.

77h, 15. S. 44763. Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin. Einrichtung zur Beförderung von Bomben, Explosions- und Brandkörpern durch Fall von einem höher gelegenen Absendeort aus; Zus. z. Pat. 309220. 28. 12. 15.

Ausgelegt am 1. 3. 20. Einspruch bis 1. 5. 20.

77h, 4. L. 46568. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardplatz 19. Selbsttätig regulierendes Ventil nach Patent 305149; Zus. z. Pat. 305149. 4. 5. 18.

77h, 5. S. 44694. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Benzinbehälteranordnung für Flugzeuge. 3. 12. 15.

77h, 6. D. 36092. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Propeller mit in radialer Richtung verstellbaren Schaufeln. 8. 7. 19.

Ausgelegt am 4. 3. 20. Einspruch bis 4. 5. 20.

77h, 5. D. 31626. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. Maschinengewehr-Anordnung auf Flugzeugen. 3. 3. 15.

77h, 5. F. 43028. Anthony H. G. Fokker, Schwerin, Meckl. Flugzeugrumpf. 28. 3. 18.

77h, 5. K. 66937. Kreiselbau G. m. b. H., Berlin-Friedenau. Aufhängung von Geräten auf sich bewegenden oder erschütterten Gegenständen, insbesondere Flugzeugen. 12. 8. 18.

77h, 5. N. 15097. Dr.-Ing. Jakob Emil Noeggerath, New-York; Vertr.: Dipl.-Ing. Walter Riese, Pat.-Anw., Charlottenburg. Rumpf für Flugzeuge. 25. 2. 14.

Ausgelegt am 8. 3. 20. Einspruch bis 8. 5. 20.

77h, 5. B. 85957. Heinrich Brüggemann, Augsburg, D 48, Karlstr. Flugzeug für die Beförderung von Postsachen. 25. 3. 18.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Ab 23. 2. 20.

46c, B. 85399. Unterbrecher für Motorenzündapparate. 14. 7. 19.

77h, E. 21330. Vorrichtung zum Verankern von Luftschiffen. 13. 11. 19.

77h, P. 35556. Flugzeug mit einer oder mehreren oberhalb der Tragflächen an einer senkrechten Achse aufspannbaren senkrecht zur Tragfläche stehenden Widerstandsflächen. 2. 10. 19.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

Versagungen.

Ab 23. 2. 20.

Auf die nachstehend bezeichneten, im Reichsanzeiger an dem angegebenen Tage bekanntgemachten Anmeldungen ist ein Patent versagt. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

46c, B. 75335. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. 11. 1. 15.

46b, W. 50181. Vorrichtung zur Gleichhaltung des Druckes in Luftbehältern von Flugzeugmotoren; Zus. z. Anm. W. 48989. 22. 5. 19.

Änderungen in der Person des Inhabers.

Eingetragener Inhaber des folgenden Gebrauchsmusters ist nunmehr die nachbenannte Person.

77h, 677563. Dr. W. Burstyn, Berlin-Wilmersdorf, Prinzregentenstr. 23.

Verlängerung der Schutzfrist für Gebrauchsmuster.

77h, 615789. Benno Richard Haferland, Hennigsdorf. Flugfahrzeug. 25. 8. 14. H. 67896. 10. 2. 20. Das G.-M. ist nicht erloschen (vgl. Patentbl. v. 6. 11. 18. S. 729), sondern verlängert.

Erteilte Patente.

Ab 23. 2. 20.

77h, 5. 300680 »K«. »Elemge« Elektro-Maschinengewehr-Gesellschaft m. b. H., Frankfurt a. M. Maschinengewehranordnung für Flugzeuge. 16. 5. 16. W. 47889.

77h, 5. 302481 »K«. J. Bröning & Sohn, A.-G., Langendiebach. Verwendung von aus kreuzweise verleimten Schichten bestehendem Sperrholz für Flugzeugteile u. dgl. 1. 8. 15. B. 79928.

77h, 5. 307799 »K«. »Elemge« Elektro-Maschinengewehr-Gesellschaft m. b. H., Frankfurt a. M. Schaltungsanordnung für elektrische Maschinengewehrsteuerung. 14. 3. 17. V. 13763.

77h, 5. 320520. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Tragflächenholm für Flugzeuge. 27. 10. 16. R. 43870.

77h, 5. 320604. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit einem vorderen und einem hinteren Höhensteuer. 23. 4. 19. L. 48114.

77h, 9. 320412. Otwi-Werke m. b. H., Bremen. Wasserflugzeug-Fahrgestell. 17. 3. 18. O. 10543.

77h, 9. 320413. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Fahrgestellfederung für Flugzeuge. 16. 5. 16. R. 43223.

77h, 14. 320411. Signal-Gesellschaft m. b. H., Kiel. Einrichtung zur Ingangsetzung von Apparaten auf Schwebevorrichtungen. 2. 12. 17. S. 47473.

77h, 5. 302578 »K«. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. Abzugsvorrichtung für Feuerwaffen auf Flugzeugen. 18. 2. 17. F. 41670.

77h, 5. 302579 »K«. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. Kupplung für vom Flugzeugmotor angetriebene Maschinengewehrsteuerungen; Zus. z. Pat. 299770. 18. 2. 17. F. 41671.

77h, 5. 320775. Hermann Werner, Kiel, Hansastr. 76. Mit Hohlraum versehener Flügel (Tragfläche, Schraubenflügel) für Flugzeuge. 25. 7. 14. W. 45642.

77h, 5. 320842. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. Leitwerk für Flugzeuge mit geteiltem Höhensteuer und verstellbarer Stabilisierungsflosse. 26. 2. 18. L. 46229.

77h, 5. 320843. Reinhard Mannesmann, Remscheid, Kölnerstr. 78a. Flugzeug mit mehreren Propellern. 20. 2. 15. S. 43583.

77h, 5. 320844. Reinhard Mannesmann, Remscheid, Kölnerstraße 78a. Steuervorrichtung für den Antrieb von Flugzeugen mit mehreren Antriebsmaschinen. 8. 5. 15. S. 43871.

77h, 5. 320941. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Leipzig. Flugzeug mit geschlossener Fahrzelle; Zus. z. Pat. 319462. 1. 6. 19. D. 35963.

77h, 5. 320942. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Leipzig. Flugzeug mit geschlossener Fahrzelle; Zus. z. Pat. 319462. 1. 6. 19. D. 35964.

77h, 6. 320732. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardpl. 19. Nabe für verstellbare Propeller. 26. 4. 18. L. 46507.

77h, 9. 320845. Arthur Liebscher, Dresden, Hübnerstr. 21. Stoßfänger, insbesondere für Fahrgestelle von Flugzeugen. 20. 4. 18. L. 46474.

77h, 5. 303950 »K«. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. Meckl. Kampfflugzeug. 28. 12. 15. F. 40476.

77h, 5. 320984. Hansa- und Brandenburgische Flugzeugwerke A.-G., Brandenburg, Havel, Flugplatz Briest b. Plaue. Tragflächenverspannung für Doppeldecker. 18. 10. 16. H. 71139.

77h, 5. 321028. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Doppeldecker. 13. 3. 17. R. 44300.

77h, 5. 321072. Rumpler-Werke G. m. b. H. i. Liqu., Berlin-Johannisthal. Befestigung des Tragkabels am Rumpf von Flugzeugen. 8. 11. 17. R. 45135.

77h, 6. 320985. Christian Lorenzen, Neukölln, Richardpl. 19. Holzflügelbefestigung für Propeller mit Metallnabe. 13. 1. 18. L. 46055.

77h, 6. 320986. Wilhelm Wolf, Luftschraubenwerk, Berlin-Waidmannslust. Doppelluftschraube. 17. 12. 16. W. 48745.

77h, 7. 321067. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Rippe für Flugzeugflügel. 12. 7. 16. K. 62629.

77h, 9. 320987. Arop Gesellschaft Ladisch, Seidel & Co., Berlin. Pendelnabe, insbesondere für Flugzeugräder. 31. 3. 18. A. 30375.

77h, 9. 321151. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Schwimmergestell für Wasserflugzeuge. 7. 7. 16. R. 43421.

Gebrauchsmuster.

Ab 23. 2. 20.

77h. 733021. Wilhelm Rausch, Berlin, Ackerstr. 17. Vorrichtung zum Bergen von Luftschiffen in ihrer Halle. 20. 1. 17. R. 43517.

77h. 733022. Wilhelm Rausch, Berlin, Ackerstr. 17. Starrer, in sich elastischer Luftschiffkörper. 9. 2. 17. R. 43570.

77h. 733276. Erich Kiffner, Breslau, Herderstr. 24. Höhenrudersteuerung für Flugzeuge. 28. 1. 20. K. 78952.

77h. 733281. Victor Carganico, Berlin-Steglitz, Mariendorferstr. 21. Notizblock für Flieger. 29. 1. 20. C. 13904.

77h. 733282. Victor Carganico, Berlin-Steglitz, Mariendorferstr. 21. Kartenhalter für Flugzeuge. 29. 1. 20. C. 13905.

77h. 733544. Hans Studte, Herford. Propeller mit während des Ganges um ihre Längsachse verstellbaren Flügeln für Luftfahrzeuge. 5. 11. 18. St. 22493.

77h. 733753. Emil Dahm, Saarbrücken, Lebacherstr. 8, u. Joseph Simmler, Düsseldorf, Seydlitzstr. 2. Luftkreuzerflugzeug mit Fallschirm. 31. 1. 20. D. 34806.

77h. 773763. Allgemeine Elektricitäts-Gesellschaft, Berlin. Rumpf für Flugzeuge. 5. 2. 20. A. 30916.

77h. 733764. Allgemeine Elektricitäts-Gesellschaft, Berlin. Steuervorrichtung für motorlose Gleitflieger. 5. 2. 20. A. 30917.

77h. 733765. Allgemeine Elektricitäts-Gesellschaft, Berlin. Antrieb für Umdrehungsmesser bei motorlosen, durch Menschenkraft angetriebenen Gleitfliegern. 5. 2. 20. A. 30918.

77h. 733777. Sablatnig Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Verkehrsflugzeug. 7. 2. 20. S. 43839.

77h. 733778. Theodor Schopper, Neukölln, Saalestr. 9. Tür für Flugzeugkabinen. 7. 2. 20. Sch. 65690.

77h. 733949. Paul Piontkowsky, Gumbinnen. Antriebsvorrichtung für Flugzeuge. 24. 7. 19. P. 31488.

77h. 734070. Allgemeine Elektricitäts-Gesellschaft, Berlin. Propellerantrieb für motorlose, durch Menschenkraft angetriebene Gleitflieger. 12. 2. 20. A. 30966.

77h. 662516. Mercur Flugzeugbau, G. m. b. H., Berlin. Fahrgestell für Flugzeuge mit schäkelnder Bewegung der Achsrohre. 27. 2. 17. M. 56715.

77h. 662517. Mercur Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. An dem Schwanzende des Flugzeuges über eine größere Strecke anliegender Schleifsporn. 27. 2. 17. M. 56717.

77h. 662518. Mercur Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Mit den Vorderstreben auf dem Motorträger ruhender Spannturm für Flugzeuge. 27. 2. 17. M. 56718.

77h. 668406. Carl Niendorf, Luckenwalde. Schutzblech für Propellerflügel. 25. 4. 17. N. 16059.

77h. 743752. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Zusammenlegbarer Bock zum Halten von Tragflächen für Flugzeuge in ihrer Transportstellung. 19. 2. 20. S. 43916.

77h. 734753. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Hohle Holzstrebe. 19. 2. 20. S. 43917.

77h. 734754. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Sitzanordnung für Flugzeugführer und Beobachter. 19. 2. 20. S. 43918.

77h. 734755. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Fahrgestellanschluß für Flugzeuge. 19. 2. 20. S. 43919.

77h. 734756. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Durchgangsfreier Spant für Verkehrsflugzeuge. 19. 2. 20. S. 43920.

77h. 734758. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Kabine für Luftfahrzeuge, insbes. Flugzeuge. 20. 2. 20. D. 34890.

77h. 734846. Otwi-Werke m. b. H., Bremen. Fahrgestell für Flugzeuge. 10. 5. 19. O. 10575.

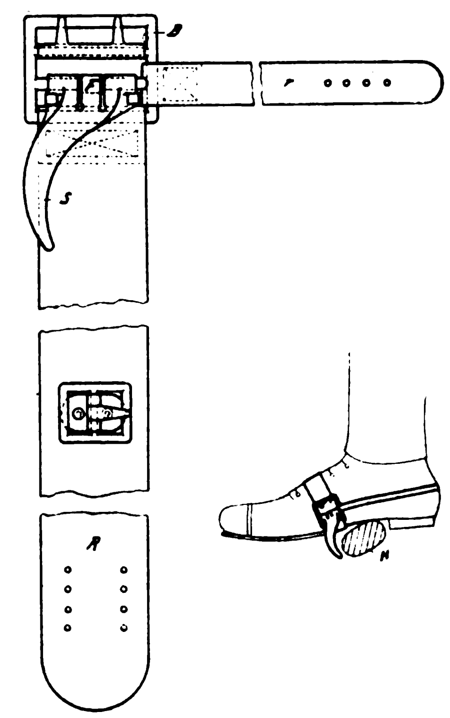
77h. 665855. Österreichische Daimler-Motoren A.-G., Wiener Neustadt; Vertr.: Dr. Franz Düring, Pat.-Anw., Berlin SW 61. Tragflächenkühler. 12. 3. 17. Ö. 9663. 25. 2. 20.

77h. 671858. Siemens & Halske, Akt-Ges., Siemensstadt b. Berlin. Vorrichtung zum Antrieb der Hilfsapparate usw. 15. 3. 17. S. 38347. 21. 2. 20.

Erteilte deutsche Patente.

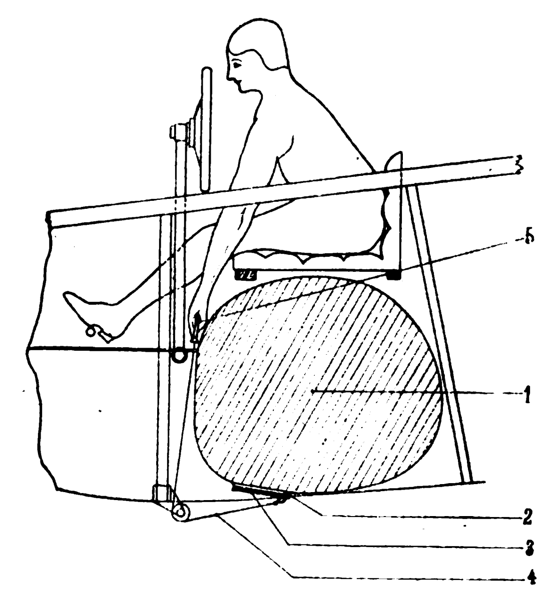
77h, 5. 310100. Fliegersporn. Linke-Hofmann-Werke, Breslauer Akt.-Ges. für Eisenbahnwagen-, Lokomotiv- und Maschinenbau in Breslau. Patentiert im Deutschen Reiche vom 9. Juni 1916 ab. — In Abb. 1 der Zeichnung ist der Erfindungsgegenstand in einer Ausführung beispielsweise dargestellt. Das Haltestück, der große geeignet geformte Bügel *B*, ist ähnlich wie eine Schnalle ausgebildet; an Stelle der Zunge tritt jedoch ein kräftiger Sporn *S*, welcher durch die Federung *F* in den angedeuteten Lagen gehalten wird. Mittels des breiten kräftigen Fußriemens *R* wird der Bügel *B* am Fuße befestigt und durch den kleinen Fersenriemen *r* gegen Verrutschen gesichert.

Ist der Sporn in die tiefe, stark gezeichnete Stellung geklappt, so umklammert dieser den Seitensteuerhebel gleich einer Kralle (Abb. 2). Abb. 2 zeigt, wie durch den Sporn einerseits und den Stiefelabsatz des Flugzeugführers anderseits der Seitensteuerhebel *H* auch mit einem Fuß vollständig in der Gewalt des Flugzeugführers ist.



Zu Nr. 310100.

77h, 5. 318932. Benzinbehälter für Flugzeuge. Hansa- und Brandenburgische Flugzeugwerke A.-G. in Flugplatz Briest b. Brandenburg a. H. Patentiert im Deutschen Reiche vom 16. Juni 1918 ab. — Nach der Erfindung ist am Boden des Benzinbehälters eine mit einem Flansch versehene Öffnung angebracht, die durch einen auf- oder einschraubbaren Blindflansch verschlossen wird. Dieser Blindflansch trägt eine aufgelötete Deckplatte, welche durch eine Reißvorrichtung entfernt werden kann. Nach Gebrauch der Vorrichtung ist es nur notwendig, den zerstörten Blindflansch abzuschrauben und die Öffnung durch einen neuen, als Ersatzteil mitgeführten Blindflansch zu verschließen. Dieser Vorgang kann durch die mitgeführten Werkzeuge leicht ausgeführt werden. Der Benzinbehälter behält dabei seinen Platz im Flugzeug, und die Anbringung des Verschlusses ist äußerst einfach.



Zu Nr. 318932.

Erteilte österreichische Patente.

77d, 80174. Laufplanke für Luftschiffe. Reinhold Richter in Berlin-Friedenau. Angemeldet am 8. 4. 1918, veröffentlicht am 25. 2. 1920.

Patent-Anspruch:

Laufplanke für Luftschiffe, gekennzeichnet durch ein Wellblech aus Leichtmetall mit beliebig darauf befestigtem Belag aus Holz oder anderem geeigneten Material.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 30. April 1920 Heft 7 u. 8

Luftverkehr und Riesenflugzeuge.

Von R. v. Bentivegni.

Jedes neue Verkehrsmittel hat seine Kinderzeit mit allen üblichen Erscheinungen, Kinderkrankheiten — übertriebenen Hoffnungen — niederdrückenden Fehlschlägen. Unsere Luftverkehrsmittel sind auch heute noch nicht voll erwachsen, und wir dürfen noch auf manche Überraschung in ihrer Entwicklung gefaßt sein. So weit aber sind wir heute, daß wir die wesentlichsten Eigenschaften des Luftverkehrsmittels, seine Vorzüge und seine Nachteile anderen Verkehrsmitteln gegenüber erkennen können. Diese Kenntnis gemeinsam mit der richtigen Erkenntnis unserer Verkehrsbedürfnisse bildet die unumgängliche Vorbedingung für die richtige Beurteilung der Grundlagen des Luftverkehrs.

Das Luftverkehrsmittel ist allen anderen Verkehrsmitteln erheblich an Geschwindigkeit überlegen und wird voraussichtlich diese Überlegenheit behaupten, da es nicht anzunehmen ist, daß eines der anderen Verkehrsmittel seine Geschwindigkeit in gleichem Maße steigern könnte.

Es ist das einzige, daß über den ganzen Erdball verkehren kann, während alle bisherigen Verkehrsmittel entweder auf das eine Drittel Land oder die zwei Drittel Wasser beschränkt waren. Es ist also in seiner örtlichen Verwendungsfähigkeit unbegrenzt.

Das Luftverkehrsmittel ist unabhängig von Vorbereitungen seines Weges. Kein Bau von Schienenwegen oder Autostraßen muß erst seinem Flug vorangehen. Seine Verkehrswege sind unbegrenzt und sind tatsächlich vorhanden. Hierin liegt eine Überlegenheit von unübersehbarer Tragweite. Dieser Vorteil, der zunächst mehr theoretischer Art zu sein scheint, kann im Wirtschaftsleben sehr schnell eine hohe praktische Bedeutung gewinnen. Man denke an die an Verkehrsmitteln armen Gegenden Ost- und Südosteuropas oder fremder Erdteile. Die richtige Beurteilung neu entdeckter Rohstoffquellen und die Anordnung der erforderlichen Maßnahmen zu ihrer Ausbeutung werden durch die Inanspruchnahme des Luftverkehrsmittels außerordentlich erleichtert. Schnell und ohne wesentliche Unkosten ist eine provisorische Luftverbindung hergestellt und, wenn es sein muß, ebenso schnell wieder abgebrochen.

Meine vorhin aufgestellte Behauptung der Unabhängigkeit von irgendwelchen Vorbereitungen der Flugstrecke trifft selbstverständlich nur für den einmaligen Flug zu. Die Einrichtung einer festen Luftverbindung erfordert gewisse Vorbereitungen. Beim Flugzeugverkehr bestehen sie in der Bereitstellung von kleinen Mengen Betriebsstoffen, von Werkzeug und Ersatzteilen, in der Kennzeichnung des zur Landung bestimmten Feldes und der Anstellung einiger Monteure. Jedenfalls sind die Vorbereitungen so gering, daß praktisch der Satz aufrecht erhalten werden kann, daß das Flugzeug unabhängig von Vorbereitungen seiner Flugstrecke ist. Es soll hier nicht unerwähnt bleiben, daß dieser Satz nicht für das Luftschiff zutrifft. Hier liegen die Verhältnisse insofern ungünstiger, als das Luftschiff auf eine Halle, Gasvorräte und Füllanlagen sowie größere Personalmengen kaum verzichten kann. Hier zeigt sich ein nennenswerter Vorteil des Flugzeuges gegenüber dem Luftschiff, und hieraus ergibt sich ferner, daß die Grundlagen für den Verkehr mit Luftschiffen nicht die gleichen sind wie für den Verkehr mit Flugzeugen.

Im folgenden werde ich mich, abgesehen von gelegentlichen Seitensprüngen, nur noch mit dem Flugzeug beschäftigen.

Wir haben im vorangegangenen festgestellt, daß das Flugzeug den andern Verkehrsmitteln gegenüber drei wesentliche Vorteile besitzt:

1. die Geschwindigkeit,
2. die örtlich unbegrenzte Verwendungsfähigkeit,
3. die Unabhängigkeit von Vorbereitungen seines Weges.

Natürlich gibt es auch hier nicht Licht ohne Schatten. Als bleibender Nachteil ist die geringe Tragfähigkeit zu nennen, d. h. die im Verhältnis zur aufgewendeten Maschinenkraft geringe Nutzlast. Schwerwiegender ist der weitere, hoffentlich nicht bleibende Nachteil der Abhängigkeit von der Wetterlage.

Unserer räumlichen Unabhängigkeit tritt hier eine zeitliche Abhängigkeit entgegen. Da ich mit dieser Behauptung besonders in Fliegerkreisen auf Widerspruch stoßen werde, muß ich etwas ausführlicher werden.

Dank unserer vorgeschrittenen Entwicklung sind wir heute unabhängig vom Wind. Wir können, einen evtl. starken Zeitverlust in Kauf genommen, bei Windstärken von 30 m/s und mehr unseren Weg machen. In ebenem Gelände sind wir unabhängig vom Regen und im allgemeinen auch vom Schnee. Wir können aber heutigentags noch nicht bei dichtem Nebel fliegen. Unsere Instrumente sind noch nicht zuverlässig, nicht erprobt genug, um dem Führer die unbedingte Gewißheit zu geben, sein Flugzeug längere Zeit hindurch ohne natürlichen Horizont in der richtigen Lage zu halten, zu steigen und zu gleiten. Uns fehlen vor allem die Hilfsmittel, um ein Flugzeug bei dichtem Nebel sicher zu landen. Ich weiß, daß die Leistungen, die ich dem heutigen Flieger mit den heutigen Hilfsmitteln abspreche, tatsächlich hin und wieder geleistet sind. Ich glaube aber nicht, auf Widerspruch zu stoßen, wenn ich behaupte, daß dies Ausnahmeleistungen sind, deren Erfüllung auch der geschickteste Flieger nicht unbedingt gewährleisten kann, wie ich dies für den Luftverkehr fordern muß. Ich zweifle nicht, daß es unserer Technik gelingen wird, durch Entwicklung des Kreisels und der automatischen Steuerung oder anderer Hilfsmittel den Flug bei jeder Wetterlage zu ermöglichen. Schwieriger noch scheint mir die Lösung des Problems der sicheren Landung bei dichtem Nebel. Hier wird dem Flugzeugkonstrukteur von dem Erbauer der Hafenanlagen geholfen werden müssen. Ich erlaube mir hierfür in Gestalt einer Skizze der von mir in der Praxis teils durchgeführten, teils projektierten Landebeleuchtung bei Nebel einen bescheidenen Beitrag zur Lösung der meiner Ansicht nach brennenden Frage zu liefern.

Bei klaren Nächten genügen die Aufsatz- und Auslauflichter *a* und *b* allein; will man noch ein übriges tun, soll man die Landebahn durch Rampenlichter *c* oder statt dieser durch zwei Scheinwerfer *d* erhellen. Bei ungünstigem und unsichtigem Wetter, wie Regen, Schnee oder tiefhängenden Wolken, ist dagegen eine intensivere Beleuchtung erwünscht. Die beiden Reihen der Rampenlichter kennzeichnen sich infolge der zahlreichen Lichtquellen dem noch in der Luft befindlichen Führer als vollkommen scharfe Linien, die nicht wie z. B. parallel zum Boden leuchtende Scheinwerfer leicht verschwommene Formen annehmen. Bodennebel bis zu 2 m Höhe wirkt kaum noch störend, da die Lichtquellen über der Nebeldecke sichtbar sind und dem Führer anzeigen, wie hoch er sich noch über dem Erdboden befindet.

Die Scheinwerfer *d* bilden durch die zwei eng zusammengehaltenen nach oben gerichteten Strahlenbündel ein weithin sichtbares Tor, durch welches hindurch das Flugzeug landen muß. Bei starkem Nebel sind diese Torscheinwerfer ein unschätzbares Hilfsmittel. Bei einer 200 m starken, vollkommen dichten Nebeldecke waren diese Torscheinwerfer (60 cm) noch am oberen Rande der Nebeldecke als matte tellerförmige Lichtflecke mit unscharfen Rändern zu erkennen. Eine Verstärkung der Scheinwerfer und ein Höhersetzen derselben würde die Wirkung derselben naturgemäß steigern.

Die Leuchtspurkanone *e* steht genau in der Verlängerung der Mittellinie der Landebahn. Das Flugzeug landet also über die Leuchtspurkanone hinweg durch das Scheinwerfertor hindurch. Die Aufstellung der Torscheinwerfer und Leuchtspurkanone unterliegt keinen Änderungen, da wir bei Nebel praktisch Windstille haben. Der Führer weiß, daß er von der Leuchtspurkanone an bei Innehaltung eines bestimmten Kompaßkurses genau in die Landebahn hineinkommt. Die Torscheinwerfer geben ihm noch eine erwünschte Korrekturmöglichkeit und zeigen ihm gleichzeitig die Entfernung der Landebahn an. Lediglich die Stärke der Nebeldecke wird dem Flugzeug durch die bisher durchgesprochenen Hilfsmittel noch nicht angezeigt. Der Höhenmesser arbeitet im allgemeinen

für diesen Zweck nicht fein genug. Aus der Stärke des Scheinwerferlichtkegels aber wird nur der sehr erfahrene Führer richtige Schlüsse ziehen können. Hier soll nun der Ballon *f* ergänzend wirken. Vom Ballon aus, der selbstverständlich

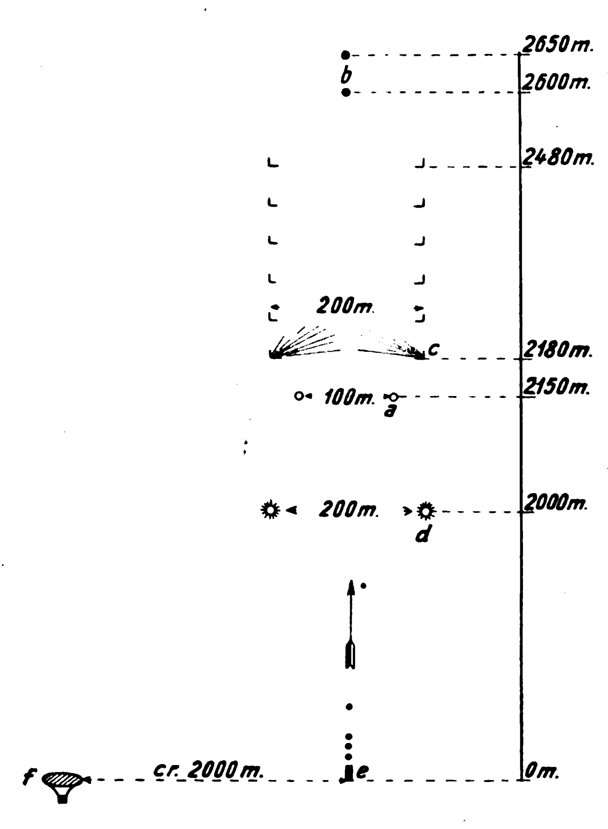


Abb. 1. Erläuterungen:

a) Weiße Lichter, zwischen denen das Flugzeug aufsetzen soll.

b) Rote Lichter, die gleichzeitig Landerichtung und Ende der Landebahn bezeichnen.

c) Rampenlichter, die ein diffuses Licht in die Landebahn werfen. Sie müssen nach dem Flugzeug zu abgeblendet sein, um den Führer nicht während der Landung zu blenden. Praktisch wurden hierzu auf $1^1/_2$ m hohen Fußgestellen angebrachte Holzkästen mit eingeschraubten 1000 kerzigen Birnen verwendet. Die Kästen waren innen mit weißer Farbe gestrichen. Später wurden an Stelle dieser primitiven Lampen, deren Verwendung das Vorhandensein einer Ringleitung vorausgesetzt, Glühlichtscheinwerfer mit Akkumulatoren benutzt. Die Höhe des Fußgestelles ist wesentlich, um die Lichtquelle bei Bodennebel über dem Nebel zu haben.

d) Senkrecht nach oben leuchtende Scheinwerfer ohne Mattscheibe auf möglichst hohem Mast. In der Praxis wurden die üblichen fahrbaren 60 cm Scheinwerfer hierzu verwendet.

e) Kanone, die ein bestimmtes Zeichen mit Leuchtspurgeschossen schießt. Schußrichtung möglichst senkrecht nach oben.

f) Fesselballon, der bei dichtem Nebel hart über der oberen Nebelgrenze steht und vom Korb aus durch ein ständiges Lichtzeichen dem ankommenden Flugzeug die Stärke der Nebeldecke angibt.

seitlich der Landebahn stehen muß, um nicht durch sein Halteseil das Flugzeug zu gefährden, wird durch optische Zeichen die Stärke der Nebeldecke angezeigt. Etwa notwendige Warnungssignale können natürlich auch auf diesem Wege an das Flugzeug gegeben werden. Wenn die funkentelegraphische Einrichtung im Flugzeug in bezug auf ihre Betriebssicherheit einen Vollkommenheitsgrad erreicht, von dem sie heute noch weit entfernt ist, wird man auf den Signalballon verzichten können. Der beliebte Einwurf alter Flieger, daß es früher auch ohne diese komplizierte Einrichtung gegangen wäre, ist keineswegs stichhaltig. Mit diesem Argument kann man schließlich jeden Fortschritt totschlagen. Es ist früher aber tatsächlich nicht gegangen! Vor 4 Jahren gehörten Nachtlandungen noch zu den seltenen Kunststücken besonders Begnadeter. Diese Nachtlandungen wurden ausgeführt bei klaren Vollmondnächten, bei denen man auf jede künstliche Beleuchtung gut verzichten konnte. Im Luftverkehr soll aber möglichst bei jeder Wetterlage geflogen werden. Das ist nur zu erreichen, wenn man sich aller verfügbaren Hilfsmittel bedient.

Die Anlagekosten unserer Einrichtung sind allerdings erheblich, sie kommen aber nur in Frage für die wenigen Häfen einer festen Nachtlinie und fallen auf das Konto »Sicherheit«, bei dem nicht gespart werden darf. Die Betriebskosten der Anlage sind unbedeutend, da sie nur ausnahmsweise verwendet wird.

Heute müssen wir jedenfalls noch bekennen, daß das Flugzeug ein zeitlich nicht unabhängiges Verkehrsmittel ist. Ich darf dabei nicht unerwähnt lassen, daß dem Flugzeug in dieser Hinsicht das Luftschiff überlegen ist, das eben leichter als die Luft schwimmt und nicht unbedingt auf Eigenbewegung angewiesen ist, um sich im Luftmeer zu halten.

Wir haben die wichtigsten Eigenschaften unseres Verkehrsmittels festgestellt. Wir wollen jetzt untersuchen, wie weit diese Eigenschaften den tatsächlich vorhandenen Verkehrsbedürfnissen entsprechen. So gewinnen wir die Kenntnis der Grundlagen des Luftverkehrs und werden erkennen, wie sich dieser gestalten muß, um gleichzeitig technisch durchführbar und praktisch nützlich zu sein. Nur wenn er diese Forderungen erfüllt, kann er rentabel werden.

Die Verkehrsbedürfnisse dürfen nicht auf Grund unserer heutigen niedergebrochenen Verkehrsverhältnisse beurteilt werden. Wir müssen normale Verhältnisse annehmen, wie wir sie vor dem Kriege hatten, und wie wir sie kurz über lang auch wieder bekommen werden.

Ein Bedürfnis nach Zeitersparnis ist zweifellos vorhanden, und es erscheint mir nicht denkbar, daß ein Verkehrsmittel, das dem Publikum diese Zeitersparnis bringt, sich nicht einbürgern sollte, wenn nicht abschreckende Nachteile mit seiner Benutzung verbunden sind. Bei Berechnung der Zeitersparnis wollen wir uns an ein praktisches Beispiel halten.

Der Flug Berlin—Hannover (230 km) dauert 1 Std. 35 Min.

In Hannover brauche ich 15 Min, um vom Flugplatz zum Hotel zu kommen. Die Gesamtreise hat mich mit der Fahrt nach Johannistal also 2 Std. 35 Min. gekostet. Für dieselbe Reise im D-Zug verbrauche ich einschließlich des Wegs zum und vom Bahnhof 2 Std. 55 Min. Der Zeitgewinn des Luftreisenden beträgt also hier nur 20 Min. Voraussetzung für diesen Gewinn ist aber, daß innerhalb von 24 Std. ebenso oft Flugzeuge wie D-Züge auf der Strecke Hannover—Berlin verkehren. Der Zeitgewinn ist nicht bedeutend genug, um die Frequenz häufiger Luftverbindungen auf dieser Strecke wahrscheinlich zu machen. Die Quintessenz dieses Beispiels ist die, daß die Einrichtung fester Luftlinien zwischen nur wenigen 100 km entfernten, an Hauptbahnlinien gelegenen Orten nicht durch die vorhandenen Verkehrsbedürfnisse gerechtfertigt wird und sich infolgedessen schwerlich rentieren dürfte.

Wenn das Bedürfnis nach derartig kurzen Flügen auch nicht rege genug ist, um die Errichtung fester Luftlinien tunlich erscheinen zu lassen, so ist doch diesem Bedürfnis auf andere Weise zu entsprechen. Ein wertvoller Zeitgewinn tritt für den eilig Reisenden hier nur ein, wenn er nicht an einen festen Flugplan gebunden ist, sondern zu jeder beliebigen Zeit die Reise antreten kann.

Für den Verkehr auf kurzen Strecken ist nicht die Form fester Luftlinien, sondern die des Luftdroschkenverkehrs zu wählen. Städte wie Berlin, Hamburg, Frankfurt, Köln, Danzig werden schon heute die genügende Kundenzahl für derartige Luftdroschkenhaltereien stellen, denen auch der Kreis der Sportlustigen und Sensationslüsternen vornehmlich zugute kommen wird.

Die Vorbedingung für den Betrieb derartiger Unternehmungen ist allerdings die heute noch fehlende Organisation der Hilfszweige des Luftverkehrs, auf die ich später noch zurückkommen werde.

Der Betrieb der Luftdroschkenhaltereien ist einfach und erfordert organisatorisch wie finanziell nur verhältnismäßig geringe Leistungen. Man braucht dazu keinen Riesenstab von Beamten und keinen Verwaltungspalast Unter den Linden. Die Rentabilität wird natürlich nicht nur von der verständigen Organisation, sondern auch von der Verwendung eines geeigneten wirtschaftlichen Flugzeuges abhängen. Unsere heutigen Flugzeuge sind durchweg hierfür ungeeignet. Die einseitig hochgezüchtete Kriegsmaschine ist sehr unwirtschaftlich und

die Verwendung des neuen Junkers-Verkehrsflugzeuges würde für diese Zwecke auch eine unnötige Verschwendung bedeuten, da wir im allgemeinen nur mit einem Passagier zu rechnen haben werden. Wir brauchen also als Luftdroschke ein sparsames, schwachmotoriges Flugzeug, das nicht mehr als 3 Personen und die Betriebsstoffe für ca. 400 km zu tragen braucht.

Der Luftdroschkenverkehr stellt den Zweig des Luftverkehrs dar, der sich vielleicht während der ersten Jahre am besten rentieren wird. Aber er erschöpft die Fähigkeiten des Flugzeuges nicht, er trägt zur Entwicklung desselben nur unwesentlich bei und erfüllt nicht die wirtschaftliche Mission des Flugzeuges, die Überwindung der Entfernungen.

Das Bedürfnis nach Zeitersparnis tritt erst recht bei weiteren Entfernungen ein. Die Belastung der Gesamtreisedauer durch den Weg zum und vom Flugplatz ist beim Flug Friedrichshafen—Stockholm natürlich günstiger als beim Flug Berlin—Hannover. Von einem merkbaren Zeitgewinn der Flugzeugpassagiere gegenüber den Eisenbahnreisenden kann man erst bei Entfernungen von ca. 800 km reden. Rein schematisch berechnet, beträgt hier der Gewinn 8 Std. und bei einer 2000 km langen Strecke 19 Std. Für die meisten Fälle der Praxis ergibt sich aber ein günstigeres Bild.

Ich will hier keinen Fall annehmen, der in absehbarer Zeit für uns Deutsche nicht Wirklichkeit werden kann, wie etwa eine Luftlinie Genua—Kairo—Assuan oder Marseille—Algier oder was sonst in vorrevolutionären Zeiten erträumt sein mag. Unser Beispiel soll morgen Wirklichkeit werden können, und so mag unser Flug die ca. 2000 km lange Strecke von Genua über München—Berlin—Kopenhagen nach Stockholm gehen.

Nach dem letzten vorkriegszeitlichen Fahrplan brauchte der Reisende für diese Strecke bei Benutzung der besten Züge ca. 50 Std. Die Bahn muß sich durch die Alpen schlängeln und kann bei den Steigungen die Normalgeschwindigkeit nicht halten. Auch nach Verlassen des Gebirges ist der Schienenweg erheblich länger als die Luftlinie, und endlich tritt ein Verlust beim Überqueren der Ostsee ein.

Das Flugzeug, das um 6 Uhr morgens in Genua startet, landet 9^{10} vormittags in München. 9^{40} Start und 1 Uhr Landung in Berlin, wo wieder um 1^{30} Uhr gestartet wird. Landung Kopenhagen 4 Uhr; 4^{30} erfolgt hier der letzte Start, und um 8 Uhr abends ist das Endziel Stockholm erreicht. Rechnen wir die Wege zum Platze hinzu, so hat die Gesamtreise 15 Std. gedauert, und der Flugzeugpassagier ist ca. 35 Std. vor seinem rückständigen Eisenbahnkollegen angekommen.

Der Zeitgewinn ist groß genug, um mit genügender Benutzung der Linie rechnen zu dürfen, wenn der Verkehr einigermaßen regelmäßig stattfindet, die Flüge ohne störende Zwischenfälle verlaufen und die Flugkosten nicht zu hoch sind. Die Regelmäßigkeit im Luftverkehr stellt die höchsten Anforderungen an die Organisation und das Personal. Die Abhängigkeit vom Wetter ist die Achillesferse des Luftverkehrs. Wir werden nicht 365 Tage im Jahr die Strecke Genua—Stockholm zurücklegen können. Die Frage, wieviel Tage für den Verkehr ausfallen werden, ist nur schätzungsweise zu beantworten. Ich glaube, daß wir etwa mit 60 bis 100 Tagen rechnen müssen. Eine durch die Witterungsverhältnisse bedingte Unregelmäßigkeit im Verkehr ist mit Bestimmtheit zu erwarten. Diese Unregelmäßigkeit wird verringert werden durch die Verbesserung des Wetterbeobachtungsdienstes, durch die Einrichtung eines besonderen Nachrichtendienstes für die Luftfahrt, durch die technische Weiterentwicklung unserer Maschinen und Instrumente und durch die fortschreitende Schulung des Personals. Alle im Luftverkehr Arbeitenden müssen diesen Mangel ihres Werkzeuges erkennen, um mit aller Energie auf seine Beseitigung oder doch Minderung hinzuarbeiten. Die Erkenntnis dieses Mangels muß ferner dazu führen, daß Unregelmäßigkeiten im Verkehr, die nicht zwingend durch die Witterungsverhältnisse bedingt werden, keinesfalls vorkommen. Mangelhafte technische Bereitschaft, die zu Startverzögerungen führt, muß vermieden werden und läßt sich auch vermeiden.

Der Krieg ist hier unser großer, wenn auch teurer Lehrmeister gewesen. Was im Kriege möglich war, muß sich erst recht im Frieden erreichen lassen. Die Kostenfrage darf hier nicht ausschlaggebend sein; Sparsamkeit an der falschen Stelle hat noch nie Gewinn gebracht. Das Personal steht uns in reichster Menge zur Verfügung. Unter unseren deutschen Fliegern, Werkmeistern und Monteuren haben wir weit mehr, als wir leider gebrauchen können, die mit Leib und Seele an der Entwicklung des Luftverkehrs arbeiten möchten, und die mit der gleichen Aufopferung, mit der sie im Kriege der Luftwaffe gedient haben, sich jetzt der friedlichen Arbeit im Luftverkehr widmen würden. Zu suchen sind sie unter den Leuten, die auch während des Krieges den Einsatz ihrer Person nicht gescheut haben. Mit einem solchen Menschenmaterial erfolgreich zu arbeiten und Höchstleistungen mit ihm zu erzielen, ist kein Kunststück. Man vergesse aber auch hier nicht, daß restlose Hingabe an die Sache nur von dem erwartet werden kann, der frei von materiellen Nöten nicht gezwungen ist, seine Einnahmen als Amateurschieber zu erhöhen.

Notlandungen müssen in den Bereich der überwundenen Kinderkrankheiten gehören. Wir können sie im Luftverkehr nicht gebrauchen! Wer statt an sein Reiseziel gebracht zu werden, von uns auf ein einsames Feld gesetzt wird, der agitiert gegen den Luftverkehr und schiebt die Verwirklichung unseres endgültigen Zieles wieder weiter hinaus. Genua—Stockholm ist nur ein Vorspiel. Letzten Endes ist es nicht die Hauptaufgabe des Flugzeuges, mit der Eisenbahn zu konkurrieren, sondern mit dem Ozeanschiff. Darin liegt die wirtschaftliche und kulturelle Bedeutung des Flugzeuges, daß es die entferntesten Teile unserer Erde — gleichgültig welche Hindernisse sie trennen — schnellstens verbindet, den persönlichen Gedankenaustausch gestattet und im gesunden Sinne kosmopolitisch wirkt. Der Passagier aber, der zwischen Berlin und München notgelandet ist, fliegt kaum über den Ozean; er scheut das nasse Bad.

Die überwiegende Zahl der Notlandungen ist auf Maschinendefekte oder falsche Orientierung zurückzuführen. Unser heutiger Motor ist noch nicht absolut zuverlässig. Durch dauernde Beobachtung und nötigenfalls kleine Eingriffe läßt sich seine Zuverlässigkeit erheblich steigern, erreicht aber noch nicht jenen Grad der Vollkommenheit, der für den Großluftverkehr gefordert werden muß. Bis wir eine absolut zuverlässige Maschine haben, müssen wir uns dadurch helfen, daß wir dem Flugzeug mehrere voneinander unabhängige Motoren geben, die uns in die Lage setzen, auch beim völligen Stillstand eines Motors den Flug fortzusetzen. Im Großluftverkehr müssen wir also zunächst mehrmotorige Flugzeuge verwenden. Notlandungen infolge falscher Orientierung, die der mangelhaften Fähigkeit des Wegführers zuzuschreiben waren, interessieren uns hier nicht. Bei unseren Flügen, die — wie schon durch die Flugdauer bedingt — zum Teil auch bei Nacht zurückgelegt werden müssen, sind bei ungünstigen Wetterlagen doch Fälle denkbar, in denen auch der einwandfreie Wegführer besonderer Hilfsmittel bedarf, um die Orientierung nicht zu verlieren. Diese Hilfsmittel bestehen einerseits aus einem wohl organisierten Netz von Sichtzeichen, Funkenstationen, Peilstationen und Wetterwarten, andererseits aus den Navigationshilfsmitteln an Bord. Zu letzteren gehört vornehmlich ein einwandfreier Kompaß — Selenkompaß oder Kreiselkompaß — und eine von einem Spezialfunker bediente Funkenstation, die empfangen und senden kann.

Der Großluftverkehr verlangt also ein mehrmotoriges Flugzeug mit ständiger Wartung der Motoren, ausgestattet mit allen für die Führung und Navigation des Flugzeuges bei ungünstigen Wetterlagen und bei Nacht erforderlichen Instrumenten und der hierfür erforderlichen Beleuchtung.

Ohne etwa eine besondere Gefährlichkeit des Luftverkehrs damit andeuten zu wollen, halte ich es doch für selbstverständlich, daß mindestens im Großluftverkehr die Flugzeuge mit Fallschirmen auszurüsten sind. Ebenso wie die Eisenbahnen und Schiffe werden auch wir unsere Unglücksfälle haben, und so nehmen wir eben unsere Rettungsboote in Gestalt der Fallschirme mit. Die günstigste Art des Einbaues der Schirme ist noch zu erproben, und es bleibt noch zu erwägen, ob dem Passagier der Entschluß zum Absprung überlassen werden soll, oder ob seinem Mut dadurch nachzuhelfen ist, daß er wie eine Bombe vom Kapitän ausgelöst wird. Vielleicht ermöglichen es spätere Konstruktionen, vom Einzelschirm auf einen Gesamtschirm für die ganze Passagierkabine überzugehen.

Eine feste, lange Luftstrecke braucht einen Zubringerdienst, um mehr Orten zugute zu kommen, und damit die Frequenz der Hauptstrecke zu erhöhen. Den Zubringerdienst versieht natürlich ohne weiteres die Eisenbahn. Da aber bei der Festlegung des Flugplans auf die Eisenbahnanschlüsse keine Rücksicht genommen werden kann, scheint es empfehlenswert, nach den wichtigsten Orten einen besonderen Zubringerluftverkehr einzurichten. Von unbedeutenderen Plätzen aus wird auch vielleicht der Luftdroschkenverkehr zum Zubringerdienst benutzt werden.

Im Vorhergesagten stellte ich den Satz auf, daß das Flugzeug unabhängig von Vorbereitungen seiner Flugstrecke ist. Wie ist dieser Vorteil praktisch auszunutzen? Rein örtlich genommen, wird er besonders dort in die Erscheinung treten, wo wir allgemein rückständige Verkehrsverhältnisse haben. Die Furcht vor der Konkurrenz der anderen Verkehrsmittel und vor den Ansprüchen des Publikums könnte dazu führen, das Haupttätigkeitsfeld für den Luftverkehr zunächst etwa im verkehrsmittelarmen Osten und Süden Europas zu suchen. Ohne Zweifel begünstigen die großen Entfernungen, der Reichtum an Betriebsstoffen und das stetige kontinentale Klima dort die Entwicklung des Luftverkehrs. Anderseits ist die Rückständigkeit der Verkehrsanlagen mit eine Folge der geringen Verkehrsbedürfnisse, die auch auf die Frequenz der Luftlinien nicht ohne Einfluß bleiben würden. Die schwankende politische und wirtschaftliche Lage jener Gebiete macht es aber heute beinahe unmöglich, bei der Auswahl der Verkehrslinien schwere Fehler zu vermeiden, und es ist nicht unbedenklich, gerade dort größere Werte festzulegen. Trotzdem werden dort die Hauptabnahmegebiete unserer Industrie liegen, und wir werden dort alte und neue Rohstoffquellen finden. Der Wiederaufbau im Westen wird in mancher Hinsicht ein Kinderspiel gegen den im Osten werden, der doch schließlich kommen muß. Der Warenhunger des Ostens wird einen gewaltigen Umfang annehmen und wird die Produktion und die Exportfähigkeit dieser Länder zwangsläufig steigern.

Hier liegt ein Ziel für die Eroberungsnaturen unter den Kaufleuten. Dem Ziel werden viele zustreben, und die gewandtesten und schnellsten unter ihnen werden es erreichen. Hier winkt dem Luftverkehr eine neue Möglichkeit. Die Konjunktur ausnutzend, muß er über Nacht Verbindungen schaffen. Die alarmbereite Zentrale noch im Zivilisationsgebiet — Breslau, Prag oder Warschau —, eine geschmeidige, unstarre Organisation, waghalsiges, abenteuerlustiges Personal, ein Netz politisch-wirtschaftlich geschulter Nachrichtenagenten, so muß es gelingen, überall der Erste zu sein, wo ein Erfolg winkt. Die Rentabilitätsfrage gewinnt hier ein anderes Aussehen. Der Verkehr selbst ist hier auch für den Unternehmer nur ein Mittel zum Zweck. Es ist die fliegende Agentur, die schon vor Jahrtausenden unbewußt geahnt ist; eine Ahnung, die im beflügelten Hermes ihre symbolische Darstellung gefunden hat.

Regelmäßigkeit und absolute Zuverlässigkeit sind hier nicht zu erreichen und können billigerweise auch nicht gefordert werden. Die Goldsucher werden das in den Kauf nehmen. Der Eroberer, auch im Gewande des Kaufmanns, wagt, um zu gewinnen.

Für diesen Gelegenheitsluftverkehr brauchen wir ein Flugzeug, das mit größter Einfachheit und Anspruchslosigkeit eine gewisse Tragfähigkeit verbindet. Betriebsstoffe für 1000 km, einige Ersatzteile und Werkzeuge, 4 Personen — Führer, Wegführer, Monteur und Kaufmann — und einige Warenproben müssen von ihm geschleppt werden.

Zur Lösung der verschiedenen Aufgaben des Luftverkehrs brauchen wir verschiedene Flugzeugtypen. Der Typ für den Luftdroschkenverkehr ist bereits besprochen. Für den Zubringerverkehr, der seiner Natur nach über kürzere Strecken geht und nur einen Teil der Fluggäste des Großverkehrs befördert, ist uns in dem neuen, schnellen und wirtschaftlichen Junkers-Verkehrsflugzeug die geeignete Maschine gegeben. Derselbe Typ mit etwas veränderter Inneneinrichtung scheint wie geschaffen für den Gelegenheitsluftverkehr. Schnell, einfach, anspruchslos und genügend tragfähig wird er sich hier voll bewähren. In der vorher erwähnten alarmbereiten Zentrale steht er reisefertig mit dem Ersatzpropeller unter dem Rumpf, Reserverad, Motorersatzteile und Werkzeug bereits verpackt. Die wetterfeste Metallkonstruktion wird im Gelegenheitsverkehr besonders vorteilhaft sein.

Die höchsten Forderungen müssen wir natürlich an die Großluftverkehrstype stellen. Wir sind uns über diese Forderungen klar geworden und wollen sehen, wie dieselben erfüllt werden können.

Die Betriebssicherheit bedingt eine Maschine, bei der durch den Ausfall eines Motors die Fortsetzung des Fluges nicht in Frage gestellt wird. Zweimotorige Flugzeuge können diese Forderung nicht erfüllen, wenn sie nicht in normaler Lage bei voller Belastung 50 vH Kraftüberschuß haben sollen; das aber würde eine wirtschaftlich ungünstige Konstruktion bedeuten. Wir müssen mindestens drei voneinander unabhängige Triebwerke haben. Kurz gesagt, für den Großluftverkehr gebrauchen wir Riesenflugzeuge, wobei freilich der marktschreierische Name keine Rolle spielt. Wir haben allerdings auch einmal ein dreimotoriges G.-Flugzeug gehabt. Das Charakteristikum des Riesenflugzeuges liegt aber nicht allein in der Zahl der Motoren, sondern auch in der ständigen Überwachung und der Reparaturmöglichkeit an denselben während des Fluges.

Ich bin keineswegs ein starrer Anhänger des Riesenflugzeuges für jeden Fall und will nicht die teilweise Mangelhaftigkeit unserer bisherigen R.-Flugzeuge leugnen. Bei rein objektiver Prüfung aber wird mir zugegeben werden müssen, daß beim heutigen Stande unserer Flugtechnik für den Großluftverkehr ein- und zweimotorige Flugzeuge nicht in Frage kommen. Theoretisch besteht schließlich die Möglichkeit, daß alle Motoren während des Fluges stehenbleiben. Diese theoretische Befürchtung verliert aber auf Grund unserer praktischen Erfahrung ihre Berechtigung. Von etwa 600 mir bekannten Riesenflugzeugflügen von einer Dauer bis zu 10 Std. ist mir kein einziger Fall erinnerlich, in dem mehr als 2 Motoren ausgefallen wären. Der Ausfall von mehr als einem Motor beschränkte sich auf wenige Ausnahmefälle. Ich verfüge nicht über eine vergleichende Statistik der Motordefekte in einmotorigen, Zweimotoren- und R.-Flugzeugen. Auf Grund meiner eifrigen Beobachtungen auf diesem Gebiet kann ich aber mit gutem Gewissen behaupten, daß unter Berücksichtigung der Flugdauer das R.-Flugzeug nicht mehr Motorendefekte aufweist als andere Typen. Der Vorteil der dauernden Wartung der Motoren während des Fluges wurde leider durch die Empfindlichkeit der Untersetzungsgetriebe und Kupplungen aufgehoben. Wir sind im Bau von Getrieben noch nicht weit genug, um ihre Verwendung im Verkehrsflugzeug nicht in erster Linie als neue Fehlerquelle ansehen zu müssen. Wir werden deshalb zunächst auf die Verwendung von Getrieben verzichten, um — vielleicht nicht ganz ohne ein Opfer an Leistung — bei gleichzeitiger Ersparnis an Baukosten den höchsten Grad der Zuverlässigkeit zu erreichen. Aus diesem Grunde müssen wir erst recht die Vereinigung mehrerer Motoren zu gemeinsamer Arbeit auf eine Schraube für Verkehrsflugzeuge ablehnen, bis der praktische Beweis der Zuverlässigkeit derartiger Maschinenanlagen erbracht ist. Wir haben Aggregate von 2 Motoren auch in Staakener Flugzeugen gehabt und nach längeren Schwierigkeiten ziemlich gute Leistungen in bezug auf Zuverlässigkeit erzielt. Die Verwendung stärkerer Aggregate von 3 und 4 Motoren war eine Spezialität der AEG, Siemens und Linke-Hoffmann-Flugzeuge. Ohne die Vorzüge dieser Konstruktion bezweifeln zu wollen, halte ich dieselbe nicht für entwickelt oder doch mindestens erprobt genug, um sie im öffentlichen Luftverkehr zu verwenden. Das letzte Linke-Hoffmann-Flugzeug stellt einen erheblichen Fortschritt dieser Art von R.-Flugzeugen dar. Ein einwandfreies Urteil läßt sich jedoch nach den wenigen von ihm absolvierten Flugstunden noch nicht gewinnen.

Ein Riesenflugzeug, in dem nicht durch unzuverlässige Komplikationen der Maschinenanlage neue Fehlerquellen geschaffen sind, muß notwendigerweise an Betriebssicherheit die anderen Flugzeugarten übertreffen. Die Motoren sind die gleichen, werden also bei gleich guter Wartung und gleich gutem Einbau hier nicht häufiger versagen als dort. Da aber das Versagen der Motoren im Fluge häufig auf leicht zu behebende Defekte zurückzuführen ist, bedeutet der neben dem Motor mit dem Werkzeug in der Hand stehende Monteur einen erheblichen Sicherheitskoeffizienten, der mit der Zahl der

Motoren wächst, so daß man praktisch von einer nahezu vollkommenen Sicherheit der Maschine reden kann.

Unsere Gegner, die uns im Kriege im R.-Flugzeugbau unterlegen waren, verwenden jetzt bei Strecken, die Notlandungen nicht vertragen können, Handley-Page und Curtiss-R.-Flugzeuge. Auch sie werden vornehmlich durch die Forderung der Betriebssicherheit hierzu veranlaßt sein. In R.-Flugzeugen steht auch der Raum und die Tragfähigkeit zur Verfügung, um die Instrumente und Einrichtungen unterzubringen, die für längere Verkehrsflüge bei Tag und Nacht gebraucht werden. Die Funkenstation mit dem Funker, der Kreiselneigungsmesser, der Kreiselkompaß und die Beleuchtungsanlage wiegen zusammen über 300 kg. Derartige Gewichte und schließlich auch die Bequemlichkeiten, die für weitere Strecken verlangt werden, belasten die Wirtschaftlichkeit des kleinen Flugzeuges ungünstiger als die des R.-Flugzeuges. Unsere Riesenflugzeuge haben seit ihrem Geburtstage mehr Gegner als Anhänger gehabt. Die Mehrzahl der gegen sie erhobenen Bedenken galt nur dem Kriegs-R.-Flugzeug. Die Vorwürfe, die auch heute noch Interesse haben könnten, bestehen etwa in folgendem: Zu geringe Tragfähigkeit — Zweifel an der guten Landungsfähigkeit — Unwirtschaftlichkeit.

Die gute Landungsfähigkeit ist durch den glatten Verlauf einer großen Anzahl von glatten Außenlandungen bei Tag und Nacht, ohne jede Hilfsmittel in neuen unerprobten Maschinen von ungeschultem Personal ausgeführt, zur Genüge bewiesen worden. Dem Nachteil des längeren Auslaufs steht der Vorteil der Unempfindlichkeit gegen kleinere Hindernisse entgegen. Es ist kein Zufall, daß auf dem Genter Flugplatz ein Jahr lang kein R.-Flugzeug bei der Landung die geringsten Beschädigungen erlitten hat. Übrigens verlangen wir nicht vom Verkehrs-R.-Flugzeug eine besondere Eignung für Notlandungen, sondern die Notlandungen ausschließende Betriebssicherheit.

Die Frage der Tragfähigkeit und Wirtschaftlichkeit will ich durch Vergleiche mit anderen Flugzeugen klären. Zum Vergleich mit dem Kriegs-R.-Flugzeug kommen selbstverständlich nur andere Kriegs-Flugzeuge in Betracht. Mit dem neuen Junkers-Verkehrsflugzeug werden wir hoffentlich bald das Junkers-R.-Flugzeug vergleichen können.

Ich habe hier eine Tabelle auf Grund der tatsächlich von einem einmotorigen, einem zweimotorigen und einem R.-Flugzeug im Luftverkehr bei der gleichen Aufgabe und unter den gleichen Bedingungen getragenen Höchstmengen zusammengestellt:

Tabelle A:

Flugzeugtyp:	L. V. G. C VI.	Friedrhf. G.	Staakener R.
Leistung:	200	520	1200 PS
Besatzung:	2	3	6
Gesamtnutzlast ohne Besatzung:	430	1545	4110 kg
Nutzlast pro PS:	2,15	2,97	3,42 kg
Nutzlast pro Person:	215	515	685 kg

Da die Eigengeschwindigkeit der C.- und G.-Flugzeuge um etwa 20 km/h größer als die des R.-Flugzeuges ist, soll in der folgenden Tabelle gezeigt werden, welche reine Nutzlast die 3 Flugzeugtypen über eine Strecke von 420 km befördern können.

Tabelle B:

Flugzeugtyp:	L. V. G. C VI.	Friedrhf. G.	Staakener R.
Betriebsstoffe für 420 km:	168 kg	420 kg	1085 kg
Reine Nutzlast:	262 kg	1125 kg	3025 kg
Nutzlast pro PS:	1,31 kg	2,16 kg	2,52 kg
Nutzlast pro Person:	131 kg	375 kg	505 kg

Diese Tabellen — nicht das Ergebnis theoretischer Untersuchungen, sondern der Niederschlag der Praxis — beweisen, daß die Tragfähigkeit des Riesenflugzeuges günstiger ist, und daß deshalb auch die Wirtschaftlichkeit nicht ungünstiger sein kann als die der Vergleichstypen, wenn man nicht etwa die Unwirtschaftlichkeit von den hohen Anschaffungskosten herleiten will, was wohl bei vorübergehender Verwendung berechtigt sein mag, nicht aber bei einem dauernden Betrieb. Das Ergebnis der ersten Jahresbilanz aller Luftverkehrsgesellschaften ist das, daß nur die Handley-Page-Riesenflugzeuge einen Überschuß erzielt haben. Der ausschlaggebende Vorteil des R.-Flugzeuges liegt nicht vornehmlich in der Wirtschaftlichkeit, sondern in der Betriebssicherheit. Es galt hier nur nachzuweisen, daß diesem Vorteil nicht der Nachteil der geringeren Wirtschaftlichkeit gegenübersteht.

Unser bisheriges R.-Flugzeug gehört wie die anderen Kriegsflugzeuge der Vergangenheit. Für das Verkehrs-R.-Flugzeug fordern wir die Verbesserung der Flugeigenschaften und — wie auch für andere Verkehrsflugzeuge — die Erhöhung der Geschwindigkeit und Tragfähigkeit. Die zu erreichende Gipfelhöhe muß gestatten, jedes Gebirge — wenn auch nicht die höchsten Gipfel — zu überfliegen. Die Steiggeschwindigkeit ist auch für das Verkehrsflugzeug nicht unwesentlich, wenn es durch Wolken steigen muß oder bald nach dem Start ein Gebirge zu überwinden ist. Die Motorenindustrie muß neben der dauernden Steigerung der Betriebssicherheit auf die Verminderung des Betriebsstoffverbrauchs hinarbeiten. Das Gewicht des Motors spielt im Vergleich zum Gewicht der Betriebsstoffe eine untergeordnete Rolle. Der Betriebsstoffverbrauch nimmt auch einen stark belastenden Posten bei der Rentabilitätsfrage ein.

Ein Jahr Luftverkehr liegt hinter uns. Wir müssen denen dankbar sein, die den Mut und Entschluß zum Anfang gefunden haben. Der Wert der Erfahrungen aus diesem Jahre darf aber nicht überschätzt werden. Der bisherige Luftverkehr war — wie dies in der Natur der Dinge lag — ein unsicheres Umhertasten, kein systematisches, planmäßiges Arbeiten. Das konnte es nicht sein, da eine Fülle stets wechselnder und wachsender Schwierigkeiten dies unmöglich machten. Das mußte auch die Rentabilität ungünstig beeinflussen. Man hatte mit zu großen Hoffnungen begonnen, dem Säugling das Kleid eines erwachsenen Mannes angelegt, in das er hineinwachsen sollte. Er wuchs aber in diesem Jahr nicht zum starken Mann, sondern nur zum schwächlichen Kinde, das nicht durch seine Arbeit die Kosten seines Kleides aufbringen konnte.

Erst nach systematischer Einrichtung und Durchführung eines Betriebes wird die Frage der Rentabilität richtig beantwortet werden können. Heute bedeutet eine Rentabilitätsrechnung eine Rechnung mit zu vielen Unbekannten, um mehr als Wahrscheinlichkeitswerte ergeben zu können. Trotzdem scheinen mir solche Berechnungen nicht unnütz, denn sie zwingen uns, in nüchternen Zahlen anstatt in kühnen Wünschen zu denken. So will ich zum Schluß eine kurze Rentabilitätsberechnung der Strecke Genua—Stockholm bringen.

Rentabilitätsberechnung der Strecke Genua—München—Berlin—Kopenhagen—Stockholm.

Ausgaben:

a) einmalige Ausgaben:

7 R.-Flugzeuge à M. 2500000	M. 17500000
Ersatzteile	» 1400000
5 kleine Hafenwerkstätten à M. 200000	» 1000000
5 Lastwagen à M. 60000	» 300000
5 Personenwagen à M. 60000	» 300000
5 Omnibusautos à M. 100000	» 500000
5 Stationsbüros à M. 20000	» 100000
1 Hauptbureau	» 200000
4 behelfsmäßige Hallen à M. 500000 (Berlin Halle vorh.)	» 2000000
	M. 23300000
unvorhergesehene Unkosten 10 vH	» 2330000
	M. 25630000

b) laufende Ausgaben:

Personal (150 inkl. aller Schreibkräfte usw.) à M. 15000	M. 2250000
Betriebsstoffe für 250 Flüge inkl. 20 vH für Probeflüge, Verluste usw. = 1204200 kg Benzol à M. 5	» 6021000
540000 kg Öl à M. 5	» 270000
Mieten pro Platz usw. à M. 100000	» 500000

Versicherungen, Kasko, Unfall, Arbeiter	M.	2500000
Reparaturen	»	1400000
Autokosten pro Wagen und Monat M. 3000	»	540000
Reklame pro Monat M. 50000	»	600000
Allgemeine Unkosten 25 vH	»	3520250
Verzinsung des Anlagekapitals 5 vH	»	1281500
Amortisation der Flugzeuge 33 vH	»	5850000
Amortisation des übrigen Materials 10 vH	»	813000
	M.	25545750
Einnahmen:		
20 Passagiere bei 250 Flügen, km zu M. 3 gerechnet = 5000 Flugscheine à M. 6000	M.	30000000
ab 5 vH Provision für Verkaufsstellen	»	1500000
Einnahmen	M.	28500000
ab die Ausgaben	»	25545750
Reineinnahme	**M.**	**2954250**

Die Rechnung mag viele Fehler haben, das aber läßt sich aus ihr entnehmen, daß bei glücklicher Wahl der Linie, die sich nicht auf Deutschland beschränken darf, die Rentabilität wahrscheinlich ist.

Mangel an zahlungsfähigem und zahlungswilligem Publikum können wir kaum befürchten, wenn wir hören, daß während der Verkehrssperre gern für eine Autofahrt Berlin—Frankfurt a. M. M. 17000 gezahlt wurden.

Der Aufnahme eines regelmäßigen, erfolgreichen Luftverkehrs muß die Regelung des Hilfsdienstes für den Luftverkehr vorangehen. Ich verstehe hierunter den Betrieb der Wetterstationen, Funkenstationen, Hafenanlagen und Signaleinrichtungen, vornehmlich auch für den Nachtverkehr. Diese Angelegenheit wird bereits jetzt von sachverständiger Seite mit Eifer bearbeitet. Wir wollen hoffen, daß die Unternehmungslust in Deutschland nicht länger auf sich warten läßt, und daß wir — trotz aller uns angelegten Fesseln — der Welt zeigen werden, daß wir nicht gewillt sind, uns aus dem Luftmeer verdrängen zu lassen.

Berechnung der Tragflächenholme.

Von Julius Ratzersdorfer.

Im Oktoberheft dieser Zeitschrift veröffentlichte Herr Müller-Breslau im Anschluß an einen früheren Aufsatz und an vorhergehende Arbeiten von Herrn Pröll ein vereinfachtes, angenähertes Verfahren zur Bestimmung der Durchbiegungen und des größten Feldmoments für einen einfeldrigen Holm über eine Öffnung.

Ich habe in der Österr. Flugzeitschrift (Mai — Juni) 1919 eine allgemeine Methode zur Berechnung der Tragflächenholme angegeben; der Holm ist hierbei über beliebig viele Öffnungen durchlaufend und es wirken — wie es der Praxis entspricht — innerhalb einer Öffnung verschiedene Längskräfte[1]). Es ist gelungen, den Rechnungsgang derart bequem zu gestalten, daß jetzt das exakte Verfahren rascher und übersichtlicher zum Ziele führt als jedes approximative. Ich will dies im folgenden an jenem Spezialfall zeigen, den Herr Pröll und im Oktoberheft Herr Müller-Breslau betrachten.

Es liege der Holm über eine Öffnung s vor, der axial mit S gedrückt und gleichförmig mit g pro Längeneinheit querbelastet ist. Die Stützenmomente seien mit M_A und M_B gegeben. (Abb. 1). Da nur eine Längskraft in der Öffnung vorhanden ist, bleibt die grundlegende Annahme meines Aufsatzes über die Richtung der Längskraft an der Trennungsstelle zweier Felder hier ohne jeden Belang.

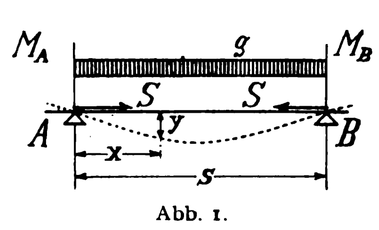


Abb. 1.

1. Der Momentenverlauf in Polarkoordinaten.

Zunächst berechnet man die Ausdrücke $k^2 = \frac{EJ}{S}$, gk^2 und $\alpha = \frac{s}{k}$. — E ist der Elastizitätsmodul des Holmmaterials, J das Trägheitsmoment der Querschnittsfläche bezüglich der wagrechten Schwerachse, wobei angenommen ist, daß diese eine Hauptachse ist. — Dann zeichnet man (Abb. 2) den Winkel α und den gk^2-Kreis mit dem Zentrum o (dem Pol) im Scheitel des Winkels. Von den Endpunkten a und b trägt man die Stützenmomente M_A und M_B radial auf, wobei positive Momente nach außen, negative nach innen gerichtet sind ($\overline{aa_1} = M_A$, $\overline{bb_1} = M_B$). Der Kreis durch die Punkte a_1, b_1 und o und der gk^2-Kreis schließen die Momentenfläche ein. Jedes Moment ist hierbei radial nach o aufgetragen. Das Biegungsmoment im Querschnitt x der Abb. 1 ist in der Polardarstellung durch die Strecke $\overline{x_1 x_2}$ gegeben, die auf dem Strahl $\overline{o x_1}$ liegt, der mit $\overline{o a}$ den Winkel $\frac{x}{k}$ einschließt. Aus der Abb. ist ohne weiteres ersichtlich, daß das maximale Feldmoment auf dem Durchmesser $\overline{o c}$ liegt.

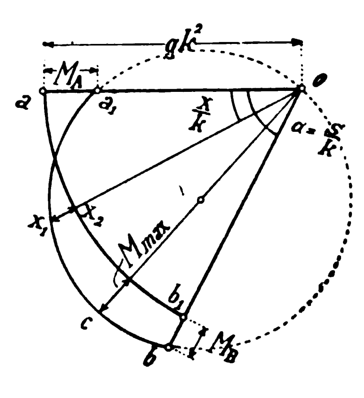


Abb. 2.

2. Die Durchbiegung.

An den Stützstellen trägt man die Momente M_A und M_B von einer Horizontalen aus auf (z. B. negativ nach oben) und verbindet die Endpunkte dieser Strecken durch die »Schlußlinie«. (Abb. 3). Von der Schlußlinie aus überträgt man die aus der Polardarstellung bekannte Momentenlinie in rechtwinkelige Koordinaten, so daß das Moment für den Querschnitt x durch $\overline{m_1 m_3}$ gegeben ist. Hierauf zeichnet man die $\frac{g s^2}{8}$ - Parabel, durch die Punkte A und B hindurchgehend, so daß also $\overline{m m_2}$ das von den Querlasten herrührende Biegungsmoment für den »einfachen Balken« A, B an der Stelle x bedeutet. Die Strecke $\overline{m_2 m_3}$ gibt dann den S-fachen Wert der Durchbiegung im Querschnitt x an. — Es ist somit auch die für die Zeichnung notwendige Verzerrung vorhanden; der Maßstab ergibt sich unmittelbar aus dem Momentenmaßstab.

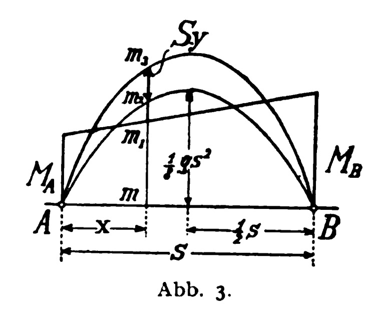


Abb. 3.

November 1919.

Zur Berechnung der Tragflächenholme.

Von H. Müller-Breslau.

In der vorstehenden Mitteilung weist Herr Ratzersdorfer auf meinen Aufsatz im Oktoberheft 1919 hin und veranlaßt mich, die rechnerische und zeichnerische Bestimmung von M_{max} miteinander zu vergleichen und zu verbinden.

Das Ziel meines Aufsatzes 1919, zu dem Herr Pröll die Anregung gab, ist eine Vereinfachung nicht nur der angenäherten, sondern auch der genauen Berechnung des größten Feldmomentes, wobei besonderer Wert darauf gelegt worden ist, selbst bei sehr niedriger Eulerscher Knicksicherheit $\mathfrak{S} = \pi^2 E J / S s^2$ schnell und doch scharf zu rechnen[1]).

[1]) Siehe ferner: Ratzersdorfer, Berechnung axial- und gleichförmig querbelasteter Träger, Zeitschrift des Österr. Ing.- und Arch.-Vereines 1919. — Durchgehende Balken mit beliebig vielen Öffnungen bei Beanspruchung durch längs- und querwirkende Kräfte. »Eisenbau« 1919.

[1]) Der Fall niedriger Werte $\mathfrak{S}$ ist besonders wichtig, da es im Flugzeugbau üblich ist, mit Belastungen in der Nähe der Bruchgrenze zu rechnen.

Über Versuche, die dieses Verfahren stützen, werde ich demnächst berichten; sie sind nach einem von mir ausgearbeiteten

Die zeichnerische Darstellung der Feldmomente besteht in den durch Formeln vorgeschriebenen Multiplikationen von Strecken mit Kreisfunktionen. Herr Ratzersdorfer geht von den in meiner Graphischen Statik stehenden, in dieser Zeitschrift öfter angeführten Formeln aus[1]). Ich benutze die in meinem Aufsatz 1919, Seite 200, entwickelten Ausdrücke.

I.

Aus der Formel

$$M = C_1 \cos\frac{\xi}{k} + C_2 \sin\frac{\xi}{k} - g\,k^2$$

für das Moment im Abstande ξ von der Feldmitte, Abb. 1,

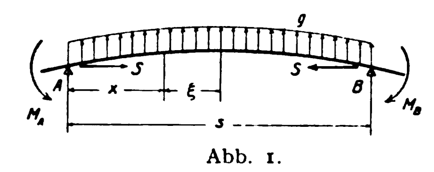


Abb. 1.

folgt ohne weiteres, daß $M + g\,k^2$ nach Abb. 2 dargestellt werden kann durch die Projektion $a\,d$ des aus C_1 und C_2 gebildeten rechten Winkels $a\,b\,c$ auf eine Gerade, die mit C_1 den Winkel

$$\varphi = \frac{\xi}{k} = \alpha\frac{\xi}{s} \qquad \alpha = s\sqrt{\frac{S}{E\,J}}$$

einschließt; und aus den Formeln

$$C_2 = \frac{M_A - M_B}{2 \sin\frac{\alpha}{2}} = \frac{1}{2}\,(M_A - M_B) \operatorname{cosec}\frac{\alpha}{2},$$

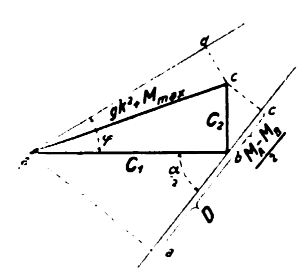


Abb. 2.

$$C_1 = D \sec\frac{\alpha}{2},$$

$$D = g\,k^2 + \frac{1}{2}\,(M_A + M_B)$$

folgt, daß C_2 und C_1 durch ihre Projektionen

$$b\,c' = \frac{1}{2}\,(M_A - M_B) \text{ und } a'\,b = D$$

auf eine Gerade bestimmt sind, die mit C_1 den Winkel $\frac{\alpha}{2}$ bildet[2]).

Fast ausnahmslos wird nur nach M_{max} gefragt. Es genügt dann, das rechtwinklige Dreieck $a\,b\,c$ zu zeichnen, dessen Hypothenuse $\overline{a\,c}$ den Wert

$$g\,k^2 + M_{max}$$

angibt. Ist der absolute Wert des Winkels $c\,a\,b$ größer als $\frac{\alpha}{2}$, so ist M_{max} gleich dem größeren der Endmomente M_A u. M_B.

Die Formeln (16) u. (17) auf Seite 200 (1919) lassen sich zusammenziehen zu der auch aus Abb. 2 folgenden Formel

$$M_{max} = \sqrt{C_1^2 + C_2^2} - g\,k^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Meistens liegt M_{max} so nahe der Feldmitte, daß man in Übereinstimmung mit den Formeln (11), (18), (20) des Aufsatzes 1919, setzen darf

$$M_{max} = C_1 + \frac{C_2^2}{2\,C_1} - g\,k^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Liegt α in der Nähe von π, so muß C_1 berechnet werden. Die 1919, Seite 198, mitgeteilte Formel

$$\sec\frac{\alpha}{2} = \frac{\mathfrak{S} + \varepsilon}{\mathfrak{S} - 1}$$

und die Tabelle auf Seite 200 führen selbst bei sehr kleinen Knicksicherheiten schnell und genau zum Ziele. Bei niedrigem $\mathfrak{S}$ darf man

$$C_2 = \frac{1}{2}\,(M_A - M_B)$$

setzen[1]).

In den Zahlenbeispielen des Aufsatzes 1919 habe ich mit übertriebener Genauigkeit gerechnet, da es mir auf eine möglichst scharfe Vergleichung der Ergebnisse der verschiedenen Formeln ankam. Ich gebe deshalb noch ein Beispiel für das genaue M_{max} mit den für die Praxis empfehlenswerten Abrundungen.

Es sei $J = 314\ \text{cm}^4$, $W = 64\ \text{cm}^3$, $F = 28\ \text{cm}^2$, $s = 305\ \text{cm}$, $S = 3840\ \text{kg}$, $g = 2\ \text{kg/cm}$, $E = 120000\ \text{kg/cm}^2$, $M_A = -44{,}8\ \text{kg m}$, $M_B = -324{,}4\ \text{kg m}$, $\frac{1}{2}(M_A + M_B) = -184{,}6\ \text{kg m}$, $\frac{1}{2}(M_A - M_B) = 140\ \text{kg m}$.

Man erhält: $g\,k^2 = g\,\frac{E\,J}{S} = 9812{,}5\,g = 196{,}3\ \text{kg m}$.

$$\mathfrak{S} = \frac{\pi^2\,k^2}{s^2} = 1{,}041, \quad \sec\frac{\alpha}{2} = \frac{1{,}041 + 0{,}272}{0{,}041} = 32{,}0$$

$$C_1 = (196{,}3 - 184{,}6)\,32{,}0 = 374\ \text{kg m} \qquad C_2 = 140\ \text{kg m}.$$

$$M_{max} = \sqrt{374^2 + 140^2} - 196{,}3 = 203\ \text{kg m}$$

$$\sigma = \frac{20300}{64} + \frac{3840}{28} = 454\ \text{kg/cm}^2.$$

Zur Beurteilung der Durchbiegung dienen nach Berechnung von

$$M_0 = g\,\frac{s^2}{8} = 232{,}6\ \text{kg m}$$

die Angaben, vergl. 1919, Seite 198, Formel (7) u. (4),

$$y_{max} < \frac{203 - 232{,}6 + 184{,}6}{3840} = 0{,}040\ \text{m},$$

$$y_{max} > \frac{374 - 196{,}3 - 232{,}6 + 184{,}6}{3840} = 0{,}034\ \text{m}.$$

Ist die Knicksicherheit $\mathfrak{S}$ sehr groß, also α klein, so nimmt das Moment $g\,k^2 = g\,s^2/\alpha^2$ eine für die zeichnerische Darstellung unbequeme Größe an[2]).

Es sei z. B. $\frac{M_A}{M_0} = -0{,}628$, $\frac{M_B}{M_0} = -0{,}096$, $\frac{M_A + M_B}{2\,M_0} = 0{,}362$, $\frac{M_A - M_B}{2\,M_0} = -0{,}266$, $\mathfrak{S} = 25$, $\frac{\alpha}{2} = \frac{90^0}{\sqrt{\sigma}} = 18^0$, $\sec\frac{\alpha}{2} = 1{,}0515$, $\operatorname{cosec}\frac{\alpha}{2} = 3{,}236$, $\frac{g\,k^2}{M_0} = \frac{8}{\alpha^2} = \frac{8\,\mathfrak{S}}{\pi} = 20{,}264$.

Man erhält für $M_0 = 1$

$$C_1 = (20{,}264 - 0{,}362)\ 1{,}0515 = 20{,}927,\ C_2 = -0{,}266 \cdot 3{,}236 = -0{,}861,$$

$$M_{max} = 20{,}927 + \frac{0{,}861^2}{2 \cdot 20{,}927} - 20{,}264 = 0{,}681.$$

Plane im Preußischen Materialprüfungsamt mit zweifelderigen, auf Knickung und Biegung beanspruchten hölzernen, von der früheren Flugzeugmeisterei gelieferten Holmen angestellt worden.

[1]) Ich verweise auch auf meine Abhandlung »Zur Theorie der Biegungsspannungen in Fachwerkträgern«, Allgem. Bauzeitung 1885.

[2]) M_A und M_B sind positiv, wenn sie nach Fig. 1 in demselben Sinne wirken wie g. Im Aufsatze 1919 hatte ich, in Übereinstimmung mit der Pröllschen Arbeit, M_A und M_B als entlastende Momente positiv gesetzt.

[1]) Punkt d (Abb. 2) liegt auf einem Kreise, dessen Durchmesser $\overline{a\,c}$ ist. Herr Ratzersdorfer bestimmt diesen Kreis mittels der Bedingungen $M = M_A$ für $x = 0$ und $M = M_B$ für $x = s$. Weicht α nur wenig von π ab, so liegen die drei den Kreis bestimmenden Punkte nahezu in einer Geraden.

Ich gebe der Rechnung den Vorzug und mache Leser, die es ebenfalls vorziehen zu rechnen, auf zwei Tafeln aufmerksam:

J. Hrabák, Praktische Hilfstabellen (Leipzig, Teubner); Tab. V, Trigonometrische Linien von Minute zu Minute, enthält auch die oft gebrauchten Sekanten und Cosekanten.

C. Burrau, Tafeln der Funktionen Cosinus und Sinus mit den natürlichen Zahlen als Argument (Berlin, G. Reimer).

Die Sekantentafel mit dem Argument $\mathfrak{S}$ (1919, S. 200) ermöglicht auch die Berechnung von C_2^2 weil $\operatorname{cosec}^2 = \frac{\sec^2}{\sec^2 - 1}$.

[2]) Für kleine α können die zur Ermittlung der Stützenmomente mehrfeldriger Holme gebrauchten Werte

$$\psi' = \frac{\nu'}{S\,s} = \frac{s}{E\,J} \cdot \frac{\nu'}{\alpha^2},\ \psi'' = \frac{\nu''}{S\,s} = \frac{s}{E\,J} \cdot \frac{\nu''}{\alpha^2},\ \frac{g\,s\,\nu'''}{S} = \frac{g\,s^3}{E\,J} \cdot \frac{\nu'''}{\alpha^2}$$

mit den aus einer Reihentwicklung hervorgegangenen Formeln

$$\frac{\nu'}{\alpha^2} = \frac{1}{3} + \frac{\alpha^2}{45},\quad \frac{\nu''}{\alpha^2} = \frac{1}{6} + \frac{7\,\alpha^2}{360},\quad \frac{\nu'''}{\alpha^2} = \frac{1}{24} + \frac{\alpha^2}{240}$$

berechnet werden, für deren Brauchbarkeit die Angabe spricht, daß sie noch für $\alpha = 20^0$ ($\alpha = 0{,}34907$) die Werte 0,33604, 0,16904, 0,04217 liefern, die von den genauen Zahlen 0,33607, 0,16907, 0,04218 erst in der fünften Stelle abweichen.

Zu der Einleitung des Aufsatzes »Zur Knickungsbiegung« von Koenig, diese Zeitschr. 1919, Heft 21, bemerke ich, daß der Fall sehr kleiner α (einschl. $\alpha = 0$) in meiner Graphischen Statik Bd. II, Abt 2, Seite 289, behandelt wird.

Vernachlässigt man den Einfluß von $\mathfrak{S}$ auf die Momente, so entsteht

$$M_{\max} = 1 - 0{,}362 + \left(\frac{0{,}266}{2}\right)^2 = 0{,}656.$$

Die Rechnung führt bei allen Sicherheitsgraden schnell und genau zum Ziel, setzt aber voraus, daß Funktionentafeln zur Verfügung stehen.

II.

Im Grenzfalle $\alpha = \pi$ ist $\sec\frac{\alpha}{2} = \infty$. Sollen die Momente endlich bleiben, so muß $D = 0$ sein. Das gibt

$$M_A + M_B = -2\,g\,k^2 = -\frac{2\,g\,s^2}{\pi^2}$$

und $C_1 = 0 \cdot \infty$. Mindestens das eine der beiden Momente M_A und M_B muß eine Funktion von α sein[1]).

Eine allgemeine Untersuchung des Wertes

$$C_1 = \left(D \sec\frac{\alpha}{2}\right)_{\alpha=\pi} = -2\left(\frac{dD}{d\alpha}\right)_{\alpha=\pi}$$

soll in einer besonderen Arbeit gegeben werden. Hier beschränke ich mich auf ein einfaches Beispiel.

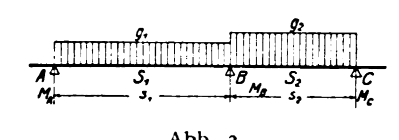


Abb. 3.

Ich wähle den auf drei unelastischen Stützen ruhenden, zentrisch gedrückten Balken (Abb. 3), an dessen Enden gegebene Momente M_A und M_C angreifen. Ist $\alpha_1 > \alpha_2$, so darf $\alpha_1 > \pi$ werden. Dies kann geschehen, ohne daß die Proportionalitätsgrenze überschritten wird. Aus der Gleichung

$$M_A \frac{\nu_1''}{S_1 s_1} + M_B\left(\frac{\nu_1'}{S_2 s_1} + \frac{\nu_2'}{S_2 s_2}\right) + $$
$$+ M_C \frac{\nu_2''}{S_2 s_2} = -\frac{g_1 s_1 \nu_1'''}{S_1} - \frac{g_2 s_2 \nu_2'''}{S_2}$$

folgt, wenn zur Abkürzung

$$\frac{S_1 s_1}{S_2 s_2} = \gamma$$

gesetzt wird.

$$M_B = \frac{-g_1 s_1^2 \nu_1''' - g_2 s_2^2 \nu_2''' \gamma - M_A \nu_1'' - M_C \nu_2'' \gamma}{\nu_1' + \nu_2' \gamma}.$$

Die Einführung dieses Wertes in den Ausdruck

$$C_1 = \left[g_1 k_1^2 + \frac{1}{2}(M_A + M_B)\right] \sec\frac{\alpha_1}{2}$$
$$= \left[g_1 \frac{s_1^2}{\alpha_1^2} + \frac{1}{2}(M_A + M_B)\right] \sec\frac{\alpha_1}{2}$$

gibt nach einer einfachen Zwischenrechnung die Gleichung

$$2\,C_1\,\alpha_1^2 (\sin\alpha_1 - \alpha_1\cos\alpha_1 + \gamma\,\nu_2' \sin\alpha_1) =$$
$$= + g_1 s_1^2 \left[\sin\frac{\alpha_1}{2}(4 + \alpha_1^2 + 2\,\gamma\,\nu_2') - 2\,\alpha_1 \cos\frac{\alpha_1}{2}\right]$$
$$- g_2 s_2^2 \gamma\,\nu_2'''\,\alpha_1^2 \sin\frac{\alpha_1}{2}$$
$$+ 2\,M_A\,\alpha_1^2 \left[\sin\frac{\alpha_1}{2}(2 + \gamma\,\nu_2') - \alpha_1\cos\frac{\alpha_1}{2}\right]$$
$$- 2\,M_C\,\gamma\,\nu_2''\,\alpha_1^2 \sin\frac{\alpha_1}{2}.$$

Aus dieser folgt für $\alpha_1 = \pi$:

$$C_1 = \frac{g_1 s_1^2 (4 + \pi^2 + 4\,\gamma\,\nu_2')}{2\,\pi^3} - \frac{g_2 s_2^2 \gamma\,\nu_2'''}{2\,\pi^3}$$
$$+ M_A \frac{2 + \gamma\,\nu_2'}{\pi} - M_C \frac{\gamma\,\nu_2''}{\pi}\,{}^{2)}.$$

[1]) Ich verweise auf meine Aufsätze in dieser Zeitschrift 1918, Heft 17, 18 und im Zentralblatt der Bauverwaltung 1919, Nr. 84. Im letzteren wird der Einfluß einer ungleichförmigen stetigen Belastung untersucht.

[2]) Ist $s_1 = s_2$, $S_1 = S_2$, $J_1 = J_2$, so darf $\alpha_1 = \alpha_2$ die Grenze π nur bei symmetrischer Belastung $g_1 = g_2$, $M_A = M_C$ überschreiten. Man erhält dann für $\alpha = \pi$

$$C_1 = \frac{g\,s^2 (4 + \pi^2)}{2\,\pi^3} + M_A \frac{2}{\pi}.$$

Zahlenbeispiel. $g_1 = 2{,}0$ kg/cm, $s_1 = 330$ cm, $M_A = -25000$ kgcm, mithin $g_1 s_1^2 = 217800$ kgcm und für $\alpha_1 = \pi$

$$g_1 k_1^2 = \frac{g_1 s_1^2}{\pi^2} = 22\,068 \text{ kgcm},$$
$$M_B = -2\,g_1 k_1^2 - M_A = -19\,136 \text{ kgcm},$$
$$C_2 = \frac{M_A - M_B}{2} = g_1 k_1^2 + M_A = -2932 \text{ kgcm}.$$

Die Werte M_B und C_2 sind unabhängig von g_2, s_2, S_2, M_C. Bedingung ist nur $\alpha_1 > \alpha_2$, damit $\alpha_1 > \pi$ werden darf. Ist nun

$$J_2 = J_1, \quad \frac{s_2}{s_1} = \frac{2}{3}, \quad \frac{S_2}{S_1} = 1{,}44, \text{ so ist } \frac{\alpha_2}{\alpha_1} = \frac{2}{3}\sqrt{1{,}44} = 0{,}8,$$
$$\gamma = \frac{S_1 s_1}{S_2 s_2} = \frac{25}{24}, \quad \alpha_2 = 0{,}8\,\pi = 2{,}5132741\ (144^0),$$
$$\nu_2' = 4{,}45992250, \quad \nu_2'' = 3{,}2758378, \quad \nu_2''' = 0{,}7245714$$

und man erhält

$$C_1 = 0{,}52328\ g_1 s_1^2 - 0{,}24140\ g_2 s_2^2 + 2{,}11518\ M_A - 1{,}09139\ M_C$$
$$= 61090 - 11684\ g_2 - 1{,}09139\ M_C.$$

Die folgende Zusammenstellung zeigt den großen Einfluß von g_2 und M_C auf das größte Moment des Feldes s_1.

g_2 (kg/cm)	M_C (kg m)	C_1 (kg m)	$M_{\max}$ Feld s_1 (kg m)	$M_{\max}$ Feld s_2 (kg m)
3,0	— 80	347,7	128,2	80,8
3,0	— 40	304,0	84,8	148,1
3,0	0	260,4	41,4	215,9
2,0	0	377,2	157,6	58,6

Die Bestimmung des wahren Wertes von $C_1 = 0 \cdot \infty$ kann man auch durch die Berechnung von C_1 für möglichst nahe an π liegende α ersetzen.

Wir wählen $\alpha_1 = 180^0\,50'$, $\alpha_2 = 0{,}8\,\alpha_1 = 144^0\,40'$ und erhalten

$$\nu_1' = -215{,}9847, \quad \nu_1'' = -218{,}0077, \quad \nu_1''' = -44{,}0683$$
$$\nu_2' = +\ 4{,}5617, \quad \nu_2'' = +\ 3{,}3659, \quad \nu_2''' = +\ 0{,}7435.$$
$$g_1 k_1^2 = \frac{g_1 s_1^2}{\alpha_1^2} = 21864{,}83 \text{ kg cm} \qquad \sec\frac{\alpha_1}{2} = -137{,}511.$$

Für den Belastungsfall $g_2 = 3$ kg/cm und $M_C = -80000$ kgcm folgt

$$M_B = -19236{,}95 \text{ kgcm}, \quad D = g_1 k_1^2 + \frac{M_A + M_B}{2} = -253{,}64 \text{ kgcm}.$$
$$C_1 = 2{,}5364 \cdot 137{,}511 = 348{,}8 \text{ kg m}, \quad C_2 = \frac{M_A - M_B}{2} = 28{,}8 \text{ kg m},$$
$$M_{\max} = C_1 + \frac{C_2^2}{2\,C_1} - g_1 k_1^2 = 131{,}0 \text{ kg m}.$$

Dieses Ergebnis weicht nur wenig von dem für $\alpha_1 = \pi$ erhaltenen Werte 128,2 kgm ab. Bei dieser Vergleichung ist davon abgesehen worden, daß mit den wachsenden α und S auch die Lasten g und die Endmomente etwas zunehmen.

Wohin führt nun die von Herrn Ratzersdorfer in seiner Abb. 2 angegebene Ermittlung der Momente im Grenzfalle $\alpha = \pi$?

Die drei Punkte a_1, o, b_1, die den Kreis bestimmen, dessen Fahrstrahlen oc die Momente $g\,k^2 + M$ darstellen, liegen, wenn $\alpha = \pi$ ist, in einer Geraden. Der Mittelpunkt des Kreises bleibt nur dann im Endlichen, wenn die Punkte a_1 und b_1 zusammenfallen. Dies geschieht, wenn übereinstimmend mit der Bedingung $D = 0$

$$g\,k^2 + M_A = -(g\,k^2 + M_B)$$

ist. Der unbestimmten Form $C_1 = 0 \cdot \infty$ steht die unbestimmte Aufgabe gegenüber, einen Kreis zu zeichnen, von dem nur zwei Punkte o und b_1 gegeben sind. In seiner Abhandlung in der Österr. Flugzeitschrift 1919 macht Herr Ratzersdorfer die Strecke

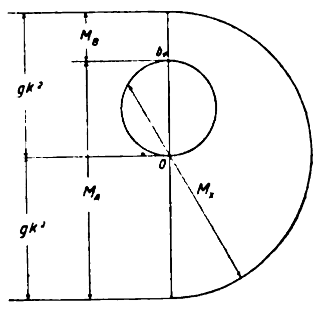


Abb. 4.

$$o\,b_1 = \frac{1}{2}(M_B - M_A)$$

zum Kreisdurchmesser und gelangt zu der hier in Abb. 4

wiedergegebenen Darstellung. Diese liefert für das Feld s_1 unseres Beispiels Momente, die von der Belastung des Feldes s_2 und dem Moment M_C unabhängig sind.

Die vorstehende Untersuchung setzt ein gleichmäßig belastetes Feld mit konstantem Druck S voraus. In Wirklichkeit wird der Luftdruck durch die Flügelrippen in eine Schar von Einzellasten verwandelt. Ferner hat die zwischen den beiden Holmen einer Tragfläche angeordnete Innenverspannung zur Folge, daß innerhalb eines Feldes am Holm schräge Einzelkräfte angreifen. Die durch diese Angriffsweise in den Holmen erzeugten Biegungsspannungen sind meines Wissens in der Literatur zum ersten Male in meiner Abhandlung »Zur Festigkeitsberechnung der Flugzeugholme« im Augustheft 1918 der Technischen Berichte der früheren Flugzeugmeisterei untersucht worden. Es kam mir hauptsächlich darauf an, durch Anwendung der allgemeinen, für jeden Belastungsfall brauchbaren Gleichungen auf einige Beispiele zu prüfen, ob die in der Praxis übliche Annahme eines konstanten Druckes und einer gleichmäßigen Belastung anstelle der Einzellasten genügend genau ist, ferner aber auch darauf, an einem wichtigen Beispiel den großen Einfluß der Richtung der von der Innenverspannung herrührenden Kräfte nachzuweisen. Ich werde auf diese Fragen in einem besonderen Aufsatze näher eingehen.

Eine Erweiterung der Schraubenstrahl-Theorie.

Von A. Betz.

Bei der einfachen Schraubenstrahltheorie[1]) geht man von dem Gedanken aus, daß zur Erzeugung des Schraubenschubes S die Flüssigkeit (Luft) nach hinten beschleunigt werden muß, so daß sich hinter der Schraube ein Strahl bildet, welcher größere Axialgeschwindigkeit besitzt als die umgebende Luft. Die kinetische Energie, welche so zur Erzeugung des Schubes dem Strahl erteilt werden muß und als unvermeidbarer Verlust weggeführt wird, hängt vom Belastungsgrad $\varphi = \frac{S}{\varrho F v^2}$ ab (ϱ = Luftdichte, $F = R^2 \pi$ = Schraubenkreisfläche, v = Fahrgeschwindigkeit). Es läßt sich leicht zeigen, daß dieser Verlust bei gegebenem Belastungsgrad am kleinsten ist, wenn die Strahlgeschwindigkeit über den ganzen Strahlquerschnitt konstant ist. Durch Vergleich dieser kleinsten möglichen Verlustenergie mit der Nutzbarkeit des Propellers kommt man zu dem Begriff des maximalen theoretischen Wirkungsgrades

$$\eta' = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + 2\varphi}}.$$

Außer der mit der Schuberzeugung zusammenhängenden Axialgeschwindigkeit entstehen nun aber als Folge des an der Schraube wirksamen Drehmomentes auch Tangentialgeschwindigkeiten; der Strahl rotiert etwas. Sieht man von den geringfügigen Verlusten ab, welche am Flügel selbst auftreten (Reibung und Wirbelbildung), so besteht bei gegebenem Fortschrittsgrad $\lambda = \frac{v}{R\omega}$ (ω = Winkelgeschwindigkeit, $R\omega$ = Umfangsgeschwindigkeit der Schraube) ein eindeutiger Zusammenhang zwischen der Tangential- und Axialgeschwindigkeit. Man kann also auch die in der Tangentialgeschwindigkeit steckende Energie ermitteln und erhält so einen weiteren theoretisch erfaßbaren Verlustanteil, welcher in Verbindung mit der Energie der Axialgeschwindigkeit nahezu den gesamten Energieverlust in der Schraube darstellen wird, da bei guten Schrauben die auf Reibung und Wirbelbildung beruhenden Verluste außerordentlich gering sind.

Bei der Behandlung dieser durch Einbeziehung der Strahlrotation erweiterten Schraubenstrahltheorie, tritt nun die Forderung auf, daß bei gegebenen äußeren Verhältnissen die Summe von Axial- und Rotationsenergie ein Minimum werden soll. Diese Bedingung kann durch die Annahme einer über den Strahlquerschnitt konstanten Axialgeschwindigkeit nicht mehr erfüllt werden, weil damit in der Nähe der Nabe sehr hohe Tangentialgeschwindigkeiten verbunden wären, welche große Verluste bedeuten würden. Vielmehr ergibt sich eine andere ganz bestimmte Verteilung von Axial- und Tangentialgeschwindigkeit über den Strahlquerschnitt als die günstigste. Da der Propellerschub aufs engste mit der Axialgeschwindigkeit zusammenhängt, so erhält man auf diese Weise auch die günstigste Verteilung des Schraubenschubes über den Radius des Schraubenflügels. Da weiterhin zwischen den Geschwindigkeiten im Strahl und in der Schraubenkreisfläche eine sehr einfache Beziehung besteht (sie verhalten sich wie 2 : 1), so kennt man nun auch die Zuströmungsverhältnisse zum Flügelblatt und kann den Winkel angeben, um den infolge der Strahlgeschwindigkeit der tatsächliche Anstellwinkel der Flügelprofile vergrößert wird gegenüber jenem Anstellwinkel, der sich aus der Bewegung des Flügels gegen die ruhende Luft ergeben würde.

Bezeichnet man die Zuströmungsgeschwindigkeit der Luft in großer Entfernung vor dem Propeller (bzw. die Fluggeschwindigkeit) mit v, die Axialgeschwindigkeit im Strahl relativ zur Schraube mit $v + v'$, mit v' also den durch den Schub verursachten Zuwachs an Axialgeschwindigkeit, so wird in der einfachen Strahltheorie gezeigt, daß das betreffende Luftteilchen in der Schraubenkreisebene die Geschwindigkeit $v + \frac{v'}{2}$ besitzt (vor der Schraube ist die Geschwindigkeit v, hinter ihr $v + v'$, in der Schraube selbst das Mittel $v + \frac{v'}{2}$).

Betrachten wir die Luft, welche in der Schraubenkreisebene durch einen Ringquerschnitt mit den Radien r und $r + dr$ hinduchfließt, so beträgt die Masse, welche diesen Querschnitt in einer Sekunde durchströmt

$$d\,m = \varrho \cdot 2\,r\,\pi \left(v + \frac{v'}{2}\right) \cdot d\,r \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Der Schub, welcher durch die Beschleunigung dieser Masse entsteht, ist

$$d\,S = v' \cdot d\,m = \varrho \cdot 2\,r\,\pi \left(v + \frac{v'}{2}\right) v' \cdot d\,r \quad . \quad . \quad (2)$$

Da die Geschwindigkeit an der Stelle, wo dieser Schub wirksam ist, von v auf $v + \frac{v'}{2}$ erhöht ist, so ist anstatt der Nutzarbeit $v \cdot dS$ die größere Arbeit $\left(v + \frac{v'}{2}\right) \cdot dS$ zu leisten. Es geht also bei diesem Vorgang die Energie

$$d\,E_1 = \frac{v'}{2} \cdot d\,S \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

verloren. Diese Werte beziehen sich, wie erwähnt, auf die Luftmasse, welche einen Ringausschnitt der Schraubenkreisfläche durchströmt. Die Werte für die ganze Schraube ergeben sich durch Integration über den Radius der Schraube:

$$S = 2\,\pi\,\varrho \int_0^R r \left(v + \frac{v'}{2}\right) v' \cdot d\,r \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

$$E_1 = \pi\,\varrho \int_0^R r \left(v + \frac{v'}{2}\right) v'^2 \cdot d\,r \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Bis hierher ist der Gedankengang derselbe, wie bei der einfachen Strahltheorie. Nun wollen wir aber dieselben Überlegungen auch auf das Drehmoment und die Tangentialgeschwindigkeiten (Winkelgeschwindigkeiten) anwenden: Das Trägheitsmoment der den Ringquerschnitt in der Sekunde durchströmenden Luftmasse ist

$$d\,I = r^2 \cdot d\,m = \varrho \cdot 2\,r^3\,\pi \left(v + \frac{v'}{2}\right) \cdot d\,r \quad . \quad . \quad (6)$$

Das darauf von dem betreffenden Propellerelement ausgeübte Drehmoment dM erteilt ihr eine Drehgeschwindigkeit

$$\omega' = \frac{d\,M}{d\,I} = \frac{d\,M}{\varrho \cdot 2\,r^3\,\pi \left(v + \frac{v'}{2}\right) \cdot d\,r} \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

---

[1]) Vergl. Betz, die wichtigsten Grundlagen für den Entwurf von Luftschrauben. VI. Jahrg. dieser Zeitschr. S. 97 ff.

Ebenso wie bei der Axialgeschwindigkeit ist die Winkelgeschwindigkeit der Luft in der Schraubenkreisebene gleich der halben Winkelgeschwindigkeit im fertig ausgebildeten Strahl $\left(\frac{\omega'}{2}\right)$[1]. Bezeichnen wir die Winkelgeschwindigkeit der Schraube mit $\omega\left(=2\pi\cdot\frac{n}{60}\right)$, so ist wegen der Eigenbewegung der Luft mit der Drehgeschwindigkeit $\frac{\omega'}{2}$ die Relativgeschwindigkeit zwischen Flügel und Luft $\omega-\frac{\omega'}{2}$. Die durch das Drehmoment dM nutzbar übertragene Arbeit ist dementsprechend $\left(\omega-\frac{\omega'}{2}\right)\cdot dM$ an Stelle der vom Motor hierfür abgegebenen Arbeit $\omega\cdot dM$. Es geht also hierbei die Energie

$$d E_2=\frac{\omega'}{2}\, d M \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (8)$$

verloren, sie wird zur Erzeugung der Strahlrotation verbraucht. Der verbleibende Rest $\left(\omega-\frac{\omega'}{2}\right)\cdot d M$ wird teils zur Erzeugung von Schub $(v\cdot dS)$, teils zur Erzeugung der Axialgeschwindigkeit $\left(\frac{v'}{2}\cdot d S\right)$ verbraucht, er muß deshalb ebenso groß sein wie diese beiden letzten Energiemengen:

$$\left(\omega-\frac{\omega'}{2}\right)\cdot d M=\left(v+\frac{v'}{2}\right)\cdot d S \quad . \; . \; . \quad (9)$$

Für die ganze Schraube erhalten wir die Werte wieder durch Integration

$$M=\int\omega' d I=2\pi\varrho\int r^3\left(v+\frac{v'}{2}\right)\omega'\cdot d r \quad . \quad (10)$$

$$E_2=\pi\varrho\int r^3\left(v+\frac{v'}{2}\right)\omega'^2 d r \quad . \; . \; . \; . \quad (11)$$

Stellt man nun die Forderung auf, daß bei gegebenen Werten von Schub S (Gl. 4), Schraubendurchmesser $D=2R$, Fahrgeschwindigkeit v und Propellerdrehzahl $n=\frac{\omega}{2\pi}\cdot 60$ die als Strahlgeschwindigkeiten verloren gehende Energie E_1+E_2 ein Minimum werden sollen, so ist dies nur bei einer ganz bestimmten Verteilung von v' und ω' über den Strahl- bzw. Schraubenkreisradius r erfüllt.

Aus den Gleichungen (7) u. (9) können wir zunächst ω' durch v' und die gegebenen Größen ausdrücken:

$$\frac{\omega'}{\omega}=1-\sqrt{1-\frac{v'(2v+v')}{(r\omega)^2}} \quad . \; . \; . \; . \quad (12)$$

Unsere Minimumsbedingung lautet dann, wenn wir noch zur Abkürzung $\frac{r\omega}{v}=x$ und $\frac{v'}{v}=y$ setzen, ferner mit $\lambda=\frac{v}{R\omega}$ den Fortschrittsgrad der Schraube und mit $F=R^2\pi$ die Schraubenkreisfläche bezeichnen:

$$E=E_1+E_2=F\varrho v^3\lambda^2\int(2+y)\,x\,[x^2-y-$$
$$-x\sqrt{x^2-y(2+y)}]\,d x=\text{Min.} \quad . \; . \; . \; . \quad (13)$$

$$S=F\varrho v^2\lambda^2\int x\,y\,(2+y)=\text{konst} \quad . \; . \; . \quad (14)$$

Diese Aufgabe führt nach den Sätzen der Minimumsrechnung auf die Gleichung

$$\delta[E-\Theta S v]=0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (15)$$

wobei $-\Theta$ Lagrangescher Faktor ist. Die physikalische Bedeutung desselben ist folgende: Wenn man einen Propeller mit günstigster Schubverteilung hat und durch eine kleine Änderung seiner Form den Schub um einen kleinen Betrag dS bzw. die sekundliche Schubarbeit um $v\cdot dS$ vergrößert, so wird dadurch die sekundliche Verlustarbeit um

$$d E=\Theta\cdot v\cdot d S \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (16)$$

vergrößert[1]).

Setzt man die Werte für E und S aus Gleichung (13) u. (14) ein und führt die Differentiation nach y aus, so kommt man auf die Gleichung

$$[x^2-2(\Theta+1)(y+1)]\sqrt{x^2-y(2+y)}+$$
$$+x(2y^2+5y+2-x^2)=0 \quad . \; . \; . \quad (17)$$

Diese Gleichung stellt die gesuchte Beziehung zwischen y und x, d. i. die günstigste Verteilung der Strahlgeschwindigkeit v' oder auch des Schubes S (vgl. Gleichung (2)) längs des Schraubenradius $r=x\cdot\frac{v}{\omega}$ dar. Diese Verteilung ist verschieden je nach der Größe Θ. Die Verteilungskurven, welche der gefundenen Gleichung (16) genügen, sind in Abb. 1 (ausgezogene Linien) für verschiedene Werte von Θ dargestellt[2]). Die Kurven haben natürlich nur solange einen Sinn, als x kleiner als $\frac{R\omega}{v}$ ist, da ja außerhalb des Schraubenkreises $(r>R)$ kein Schub mehr vorhanden ist. Die Kurven sind deshalb in jedem bestimmten Falle an der Stelle $x=\frac{R\omega}{v}=\frac{1}{\lambda}$ abgebrochen zu denken, die Störungsgeschwindigkeit v' bzw. der Schub springen an dieser Stelle plötzlich von einem endlichen Wert auf Null[3]).

Für die Benützung der Kurven ist noch die Kenntnis des Parameters Θ erforderlich. Dieser läßt sich aber durch die beiden Größen $\varphi=\frac{S}{\varrho F v^2}$ (Belastungsgrad) und $\lambda=\frac{v}{R\omega}$ (Fortschrittsgrad) auszudrücken. Aus Gleichung (4) können wir nämlich jetzt, nachdem die Verteilung von v' gefunden ist, den Schub S für gegebene Werte von Θ, R, v und ω berechnen. Da aber die letzten 3 Größen nur in der Verbindung $\frac{v}{R\omega}=\lambda$ vorkommen, so erhalten wir S abhängig von Θ und λ. Durch Division mit $\varrho F v^2$ ergibt sich daraus φ abhängig von Θ und λ. Durch Auflösen dieser Beziehung nach Θ bzw. Umzeichnen der betr. Kurven erhält man Θ abhängig von φ und λ. In dieser Form ist die Beziehung in Abb. 2 dargestellt.

Um in einem gegebenen Falle die günstigste Schubverteilung zu finden, könnte man so vorgehen, daß man zunächst aus der Abb. 2 für die gegebenen Werte φ und λ (bzw. Schub, Radius, Drehzahl und Fahrgeschwindigkeit) den Wert Θ bestimmt und für dieses Θ die zugehörige Kurve in Abb. 1 aufsucht.

---

[1]) Dies ergibt sich aus der neueren Betrachtungsweise, bei der der Schraubenstrahl als Feld eines Wirbelsystemes aufgefaßt wird. Dabei ist allerdings vorausgesetzt, daß der Strahldurchmesser überall gleich dem Schraubendurchmesser ist. Wegen der Strahlkontraktion ist diese Voraussetzung und damit der obige Satz nicht ganz zutreffend, der Fehler ist aber nur klein und, da in den flugtechnisch wichtigen Fällen einerseits die Kontraktion des Strahles gering und anderseits der Einfluß seiner Rotation nicht sehr erheblich ist, so kommt die begangene Vernachlässigung praktisch nicht in Frage.

[1]) Wenn man von der Strahlrotation absieht und den Schub als hinreichend klein annimmt, so daß man v' gegenüber v vernachlässigen kann, ist $E=\varrho F v\frac{v'^2}{2}$ und $S=\varrho F v v'$. Mithin

$$\Theta=\frac{d E}{v\, d S}=\frac{v'}{v}=\frac{S}{\varrho F v^2}=\varphi.$$

Θ ist also eine Größe, die im wesentlichen mit dem Belastungsgrad φ und wie dieser mit der Flügelbreite zunimmt. Die genaue Abhängigkeit zwischen Θ und φ, welche sich ohne die hier gemachten vereinfachenden Annahmen ergibt, wird noch gezeigt werden (Abb. 2).

[2]) Die Gl. 16 läßt sich nicht allgemein lösen. Die Kurven mußten daher durch numerische und graphische Verfahren punktweise berechnet werden. Diese Arbeit wurde durch Herrn stud. astr. Repsold ausgeführt, dem ich an dieser Stelle für diese mühsame Tätigkeit meinen besonderen Dank aussprechen möchte.

[3]) In Wirklichkeit ist dieser Übergang am Rande des Schraubenkreises etwas abgerundet. Es hängt dies mit der endlichen Flügelzahl der Schrauben zusammen, wodurch der Schub nicht mehr wie hier angenommen, über die ganze Kreisfläche verteilt, sondern auf die Flügel konzentriert ist. Die hier wiedergegebenen Verhältnisse würden streng bei einer Schraube mit unendlich vielen gleichmäßig über die Schraubenkreisfläche verteilten Flügeln zutreffen. (Vergl. den Artikel Betz, Schraubenpropeller mit geringsten Energieverlust, Zusatz von L. Prandtl, Nachr. von der K. Ges. d. Wissensch. zu Göttingen. Math.-phys. Kl. 1919 S. 193 ff.)

Um jedoch diese Arbeit zu erleichtern, so daß man in die Abb. 1 direkt mit den Werten φ und λ $\left(\text{bzw. } \frac{1}{\lambda}\right)$ eingehen kann, sind noch gestrichelte Hilfslinien eingezeichnet, deren Bedeutung sich aus folgendem ergibt: Wie bereits erwähnt, gelten die Kurven der Abb. 1 nur bis zu dem Werte $x = \frac{R\,\omega}{v} = \frac{1}{\lambda}$. Da aber φ durch λ und Θ eindeutig bestimmt ist, so gehört auf jeder Kurve (Θ = konst.) zu jedem Punkte, wenn wir ihn als Endpunkt betrachten $\left(x = \frac{1}{\lambda}\right)$ ein bestimmter Wert von φ.

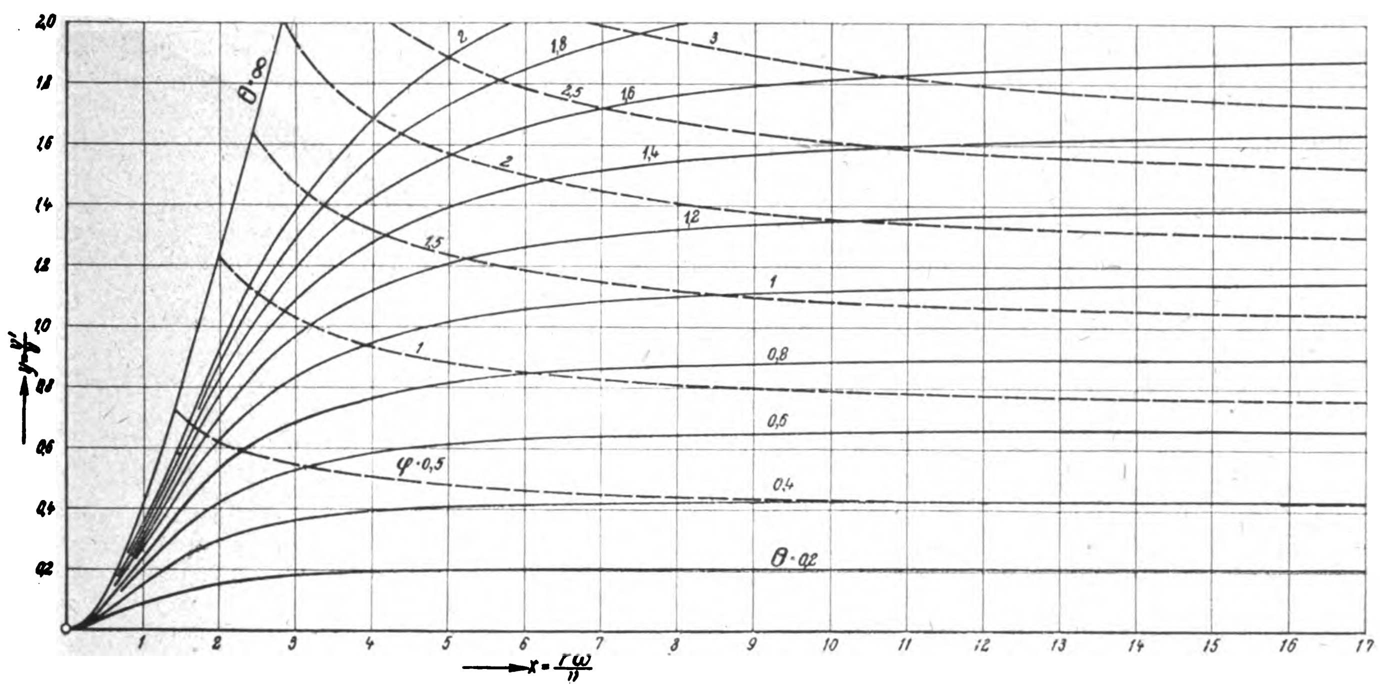


Abb. 1. Günstigste Verteilung der axialen Strahlgeschwindigkeit über den Schraubenradius.

grad λ $\left(\text{bzw. } \frac{1}{\lambda}\right)$ bestimmt. Nun sucht man auf der zu dem ermittelten φ gehörigen gestrichelten Kurve den Punkt (P), welcher der Abszisse $\frac{1}{\lambda}$ entspricht (vgl. Abb. 3). Dann wählt man von den Θ-Kurven jene aus, welche durch diesen Punkt P geht. Das Stück dieser Kurve vom Nullpunkt bis zum Punkte P stellt dann die gesuchte Verteilung von $\frac{v'}{v}$ (bzw. nach Gleichung (2) diejenige des Schubes) über den Flügel von der Achse (O) bis zur Flügelspitze (P) dar.

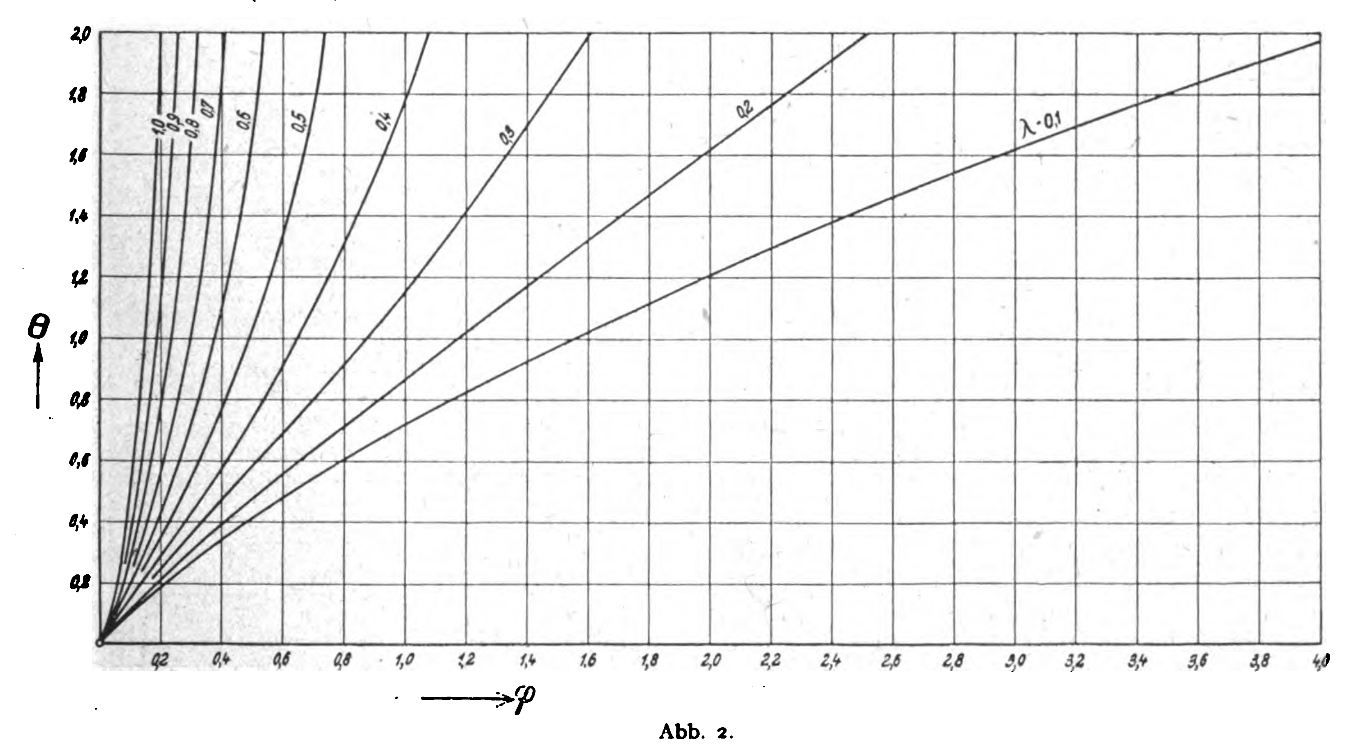


Abb. 2.

Verbindet man die auf jeder Θ-Kurve liegenden Punkte mit gleichem φ miteinander, so erhält man für jedes φ eine Kurve, eben eine der gestrichelten Linien, welche das Ende des Propellerflügels für das betreffende φ bezeichnet. Die Benützung geschieht in der Weise, daß man zunächst wieder aus den gegebenen Größen den Belastungsgrad φ und den Fortschritts-

Aus der Größe v' ergibt sich nach Gleichung (12) auch ω'. Dieser Wert ist in Abb. 4 dargestellt, und zwar ist $\frac{r\,\omega'}{v}$, das Verhältnis der Tangentialgeschwindigkeit[1]) zur Fahrgeschwin-

[1]) Wenn man die Strahlkontraktion unbeachtet läßt (vergl. Anm. 1 S. 106).



digkeit aufgetragen, wieder in Abhängigkeit von $\frac{r\,\omega}{v}$ wie bei Abb. 1. Auch hier sind wieder die für die Flügelspitzen ($r = R$) geltenden Kurven konstanten Belastungsgrades φ eingetragen, so daß die Benützung in gleicher Weise wie bei Abb. 1 geschieht.

Abb. 3.

v' und $r\omega'$ sind Axial- und Tangentialgeschwindigkeit, im Schraubenstahl (gegenüber der ruhenden Luft). Die entsprechenden Geschwindigkeiten in der Schraubenkreisebene, sind halb so groß: $\frac{v'}{2}$ und $\frac{r\,\omega'}{2}$. Ein Flügelelement im Abstand r von der Achse hat die Geschwindigkeitskomponenten v und $r\omega$. Seine Bewegung relativ zu ruhenden Luft ist durch die Strecke c gegeben (Abb. 5), sie bildet mit der Schraubenachse den Winkel β. Wegen der Eigengeschwindigkeit der Luft mit den Komponenten $-\frac{v'}{2}$ und $+\frac{r\,\omega'}{2}$ ist die Relativgeschwindigkeit zu dieser bewegten Luft c' (mit den Komponenten $v + \frac{v'}{2}$ und $r\omega - \frac{r\,\omega'}{2}$). Diese bildet mit der Schraubenachse einen etwas kleineren Winkel β'. Die Differenz $\beta - \beta' = \varepsilon$ ist in Abb. 6 aufgetragen abhängig von $x = \frac{r\,\omega}{v}$ und φ wie in Abb. 1 und 4. Dieser Winkel ist wichtig für die Bemessung der Schraubensteigung: Das Flügelprofil muß nämlich so stehen, daß es gegen die Linie c' einen günstigen Anstellwinkel besitzt.

Schließlich wurde noch der Energieverlust $E = E_1 + E_2$ berechnet und durch Vergleich desselben mit der Nutzleistung vS ein neuer maximaler theoretischer Wirkungsgrad

$$\eta_t = \frac{v \cdot S}{v \cdot S + E_1 + E_2}$$

berechnet. Die gefundenen Werte sind in Fig. 7 wiedergegeben, und zwar abhängig von $\varphi = \frac{S}{\varrho\,F\,v^2}$ und von $\lambda = \frac{v}{R\,\omega}$. Für $\lambda = 0$ gehen die Werte in jene über, welche die einfache Schraubenstrahltheorie (ohne Strahlrotation) liefert [1]), nach der sich eine gleichmäßige Verteilung des Schubes über die Schraubenkreisfläche als die günstigste ergibt. Bei verschwindend kleinem λ ist nämlich die Umfangsgeschwindigkeit der Schraube unendlich groß, bei endlicher Fahrgeschwindigkeit bzw. endlichem Belastungsgrad und damit verschwinden die von der Schraube auf die Luft ausgeübten Tangentialkräfte gegenüber den axialen. Erst bei endlichem Fortschrittsgrad treten Tangentialkräfte und davon herrührend Strahlrotation auf. Der Abfall der η_t Werte mit zunehmendem λ gibt demnach den Einfluß der hier berücksichtigten Strahlrotation wieder. Dieser Einfluß besteht nicht allein in der hinzukommenden Rotationsenergie, sondern auch in einer Vermehrung der Axialenergie, da diese, um die Summe möglichst klein zu machen, nicht mehr gleichmäßig über den ganzen Querschnitt verteilt ist. Die Berechnung von η_t konnte man mit Hilfe der Gleichung (4), (5) und (11) ausführen. Es ist aber noch eine einfachere Möglichkeit vorhanden, indem man von Gleichung (16) ausgeht, danach wird

$$E = \varrho\,F\,v^3 \int_0^\varphi \Theta \cdot d\,\varphi,$$

wobei der Fortschrittsgrad λ konstant zu halten ist. Das hier auftretende Integral läßt sich aber in sehr einfacher Weise aus dem Diagramm 2 durch Planimetrieren finden.

Es bietet noch ein gewisses theoretisches Interesse, zu betrachten, welche Verhältnisse dem Falle $\Theta = \infty$ entsprechen und welche Werte die übrigen charakteristischen Größen y, φ, ω' und η_t hierbei annehmen. Die Bedeutung von Θ geht aus Gleichung (16) hervor. Im allgemeinen wird bei jeder Änderung an der Schraube (z. B. Verbreiterung des Flügels, Vergrößerung der Steigung), durch welche die Nutzleistung $v \cdot S$ bei gegebenen äußeren Bedingungen (v, R, ω) vergrößert wird,

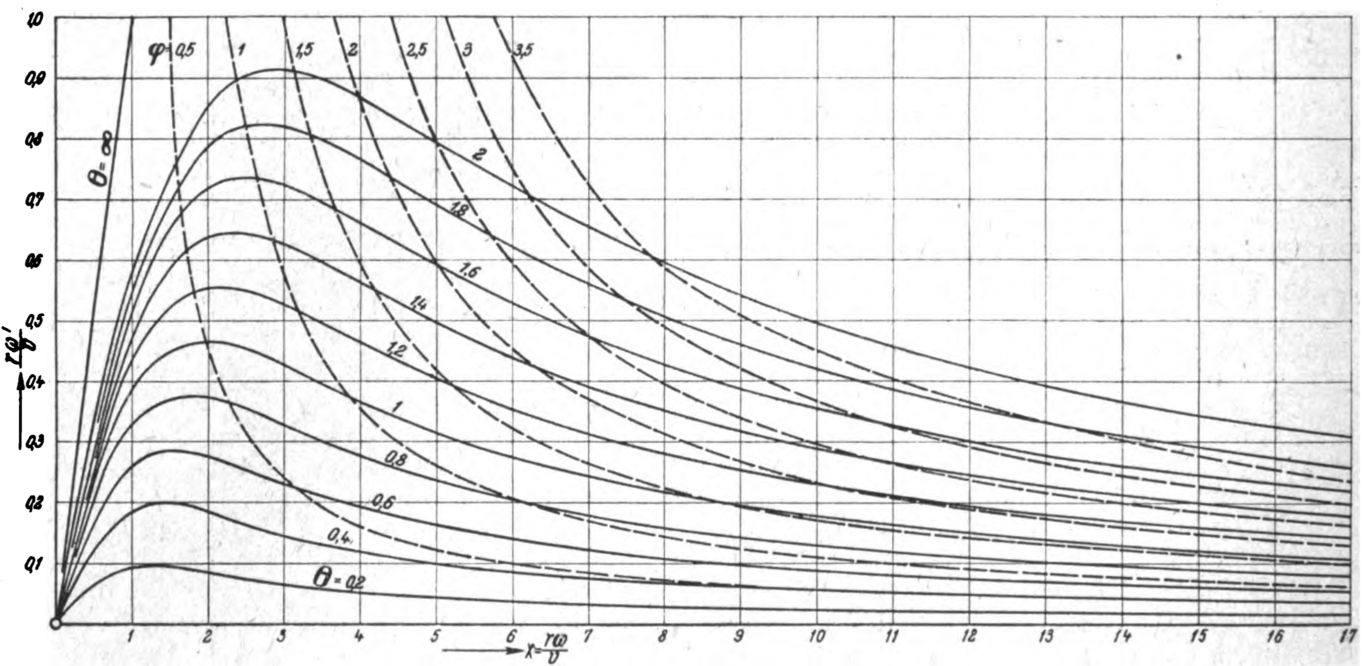


Abb. 4. Günstigste Verteilung der tangentialen Strahlgeschwindigkeit über den Schraubenradius.

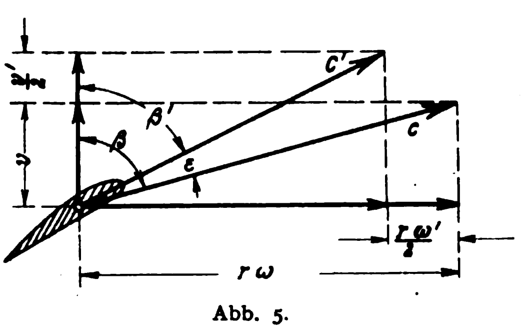


Abb. 5.

[1]) Vergl. diese Zeitschr. IV. Jahrg. S. 98.

auch die Verlustenergie E vermehrt. Es ist aber auch der Fall denkbar, daß durch eine vorgenommene Änderung die Nutzleistung vergrößert und die Verlustenergie vermindert wird und umgekehrt. In diesem Falle wäre Θ, das ja das Verhältnis der beiden Energien darstellt, negativ. Eine Schraube, bei der dies der Fall ist, wäre aber höchst unwirtschaftlich, da man durch Änderung eine viel günstigere mit größerem Schub und kleinerem Verlust erhalten kann. Der Fall $\Theta = \infty$ bildet nun die Grenze, welche das wirtschaftliche und praktisch brauchbare Gebiet von dem unwirtschaftlichen trennt. In diesem Falle hat die den Schub charakterisierende Größe φ ihr Maximum und wird durch jede Änderung an der Schraube höchstens vermindert. Die Verlustenergie dagegen kann noch vermehrt werden.

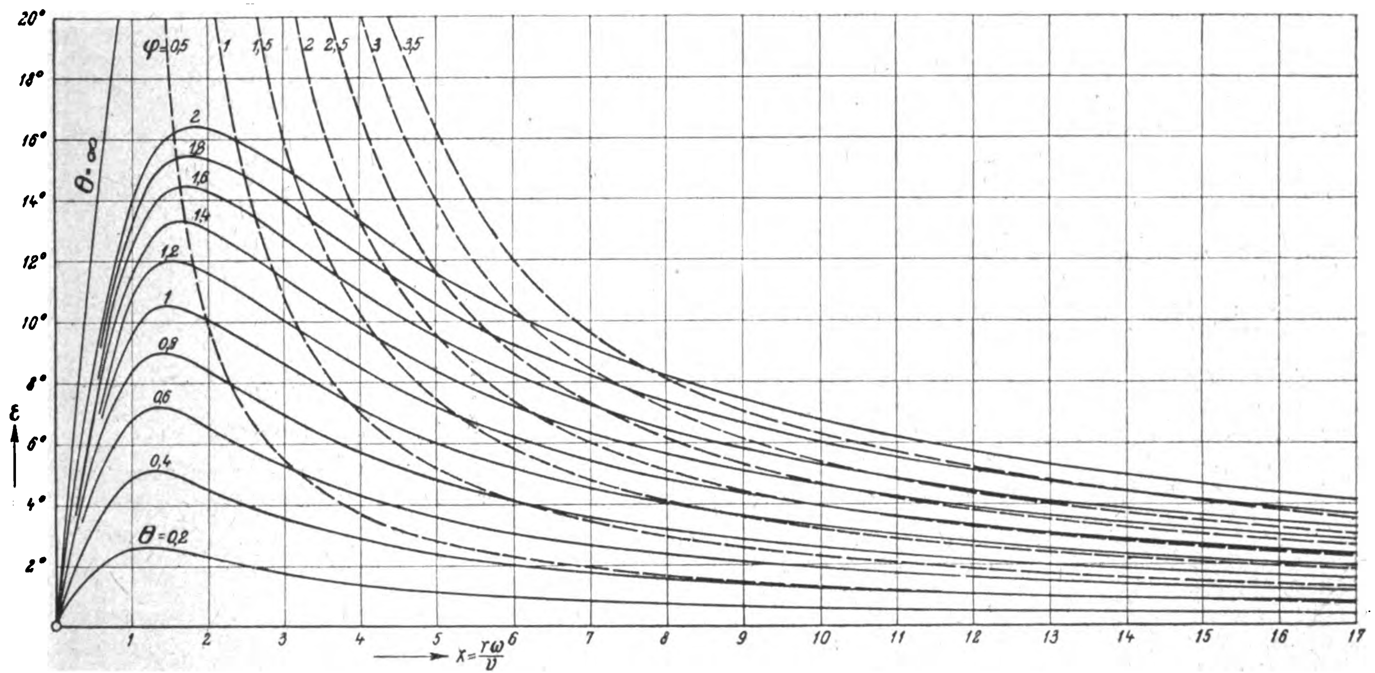


Abb. 6. Richtungsabweichung der Luftströmung in der Schraubenkreisebene bei günstigster Schubverteilung.

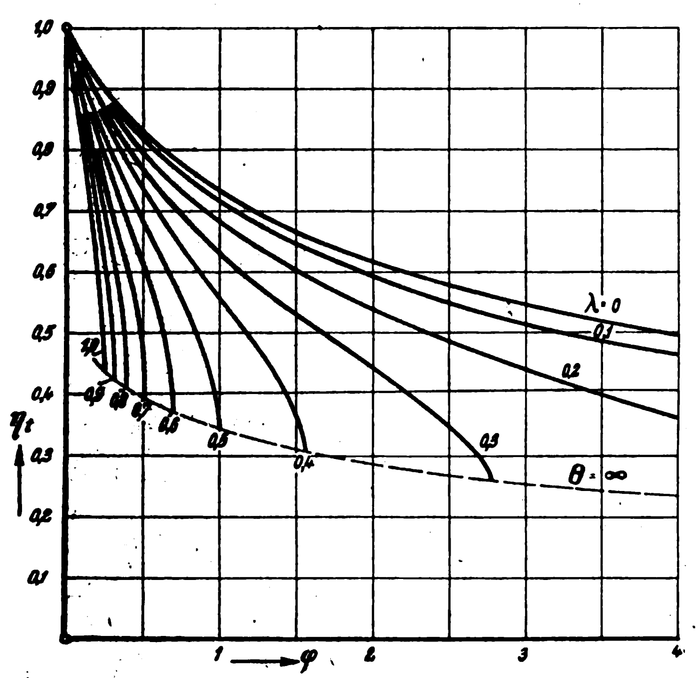


Abb. 7. Höchster theoretischer Wirkungsgrad abhängig vom Belastungsgrad φ und vom Fortschrittsgrad λ.

Es erscheint zunächst verwunderlich, daß die Größe φ also der Schub, ein Maximum hat. Man möchte meinen, daß man bei konstanten sonstigen Verhältnissen durch Verbreiterung des Flügelblattes den Schub beliebig steigern könnte. Daß dies aber nicht der Fall ist, kann man aus folgender Überlegung einsehen. Durch Vermehrung des Schubes wird außer der Axialgeschwindigkeit auch die Drehgeschwindigkeit des Strahles und damit auch die Tangentialgeschwindigkeit der den Flügeln zuströmenden Luft vermehrt. Man könnte sich nun z. B. den Schub so weit gesteigert denken, daß die Winkelgeschwindigkeit der zuströmenden Luft gleich der Winkelgeschwindigkeit der Flügel selbst wird. Damit wäre aber die Möglichkeit einer Schuberzeugung überhaupt genommen, da die Flügel relativ zur Luft keine Tangentialgeschwindigkeit mehr besitzen. Ein Schub von dieser Größe ist also auf jeden Fall nicht mehr möglich. Wir können uns diese Tatsache der Begrenztheit des Schubes auch noch in anderer Weise verständlich machen. Denken wir uns die Flügel unendlich breit, so bilden sie axial sich ins Unendliche erstreckende Schraubenflächen. Durch Drehen derselben wird die Luft zwangläufig mit einer ganz bestimmten Geschwindigkeit nach hinten verschoben. Diese Verschiebungsgeschwindigkeit ist aber nichts anderes als die Strahlgeschwindigkeit v', und man sieht leicht ein, daß diese und damit der Schub (Gleichung (2)) endlich bleibt[1]).

Für den Grenzwert $\Theta = \infty$, der wie wir eben sahen, einer Schraube mit unendlich breiten Flügeln entspricht, ergeben sich folgende Beziehungen:

$$y_\infty = \sqrt{1 + x^2} - 1$$

$$\varphi_\infty = \frac{1}{4\lambda^2}$$

$$\omega'_\infty = \omega$$

$$E_\infty = \varrho F v^3 \cdot \frac{1}{15\lambda^3} \left[2\lambda^5 + (3 - 2\lambda^2)(1 + \lambda^2)^{3/2}\right].$$

Zusammenfassung.

Wenn man die Verteilung des Schubes über die Schraubenkreisfläche keiner Beschränkung unterwirft, also unendlich viele Schraubenflügel zuläßt, so ergibt sich unter gleichzeitiger Berücksichtigung der axialen und der tangentialen Geschwindigkeiten im Schraubenstrahl eine günstigste Verteilung des Schubes bzw. der axialen Strahlgeschwindigkeit v' längs des Schraubenradius r, welche in Abb. 1 dargestellt ist. Die entsprechende Verteilung der Tangentialgeschwindigkeit $r\omega'$ ist in Abb. 4 und der sich daraus ergebende Ablenkungswinkel ε der Luftströmung am Flügel in Abb. 6 dargestellt. Der Verlauf dieser günstigsten Verteilungskurven hängt vom Be-

[1]) Bei Tragflügeln tritt dieselbe Erscheinung auf: ein Flügel von unendlich großer Tiefe hat nur einen Auftrieb von bestimmten endlichen Wert.

lastungsgrad $\varphi = \frac{S}{\varrho F v^2}$ und dem Fortschrittsgrad $\lambda = \frac{v}{R \omega}$ ab. Um die günstigste Verteilungskurve zu finden, sucht man auf der dem betreffenden Belastungsgrade φ entsprechenden gestrichelten Kurve den Punkt, dessen Abszisse $x = \frac{1}{\lambda}$ ist. Diejenige von den ausgezogenen Kurven, welche durch diesen Punkt geht, stellt die gesuchte Verteilungskurve dar, und zwar ist sie nur vom Nullpunkt bis zu dem erwähnten Punkte $x = \frac{1}{\lambda}$, welcher der Flügelspitze entspricht, zu benützen (vgl. Abb. 3). Die zur jeweilig günstigsten Schubverteilung gehörigen Wirkungsgrade sind in Abb. 7 abhängig vom Belastungsgrad φ und Fortschrittsgrad λ wiedergegeben.

Berichtigung.

In meinen in dieser Zeitschrift 1920 Heft 1 und 2 veröffentlichten Aufsätzen »Versuche mit getränkten Stoffbespannungen« habe ich wiederholt die Bezeichnung »Cellon« für den Imprägnierungslack gebraucht.

Ich werde nun von der Firma Dr. Quittner & Co. (Spezialfabrik von Imprägnierungsmitteln »Cellemit« früher »Cellon-Emaillit« für Luftfahrzeuge) darauf aufmerksam gemacht, daß diese Bezeichnung für die Produkte der Cellon-Werke geschützt ist, und nur mit diesen getränkte Stoffe dürften daher als »celloniert« bezeichnet werden.

Wenn auch im allgemeinen Sprachgebrauch auf dem Luftfahrtgebiet in Deutschland das Wort »cellonieren« auch für das Imprägnieren mit anderen aus Azetylzelluloselösungen bestehenden Lacken eingeführt ist, so nehme ich doch keinen Anstand zu erklären, daß es mir ferne gelegen hat, die mit dem erwähnten Wortschutz verbundenen Rechte zu verletzen. Die bei den Versuchen verwendeten Lacke waren Azetylzelluloselacke der Farbenfabriken vormals Friedrich Bayer & Co. Elberfeld, für deren Azetylzellulose der Name »Cellit« zu Recht besteht. A. Pröll.

Bücher-Besprechungen.

Die Entwicklung des Verkehrsflugzeuges. Von Dr.-Ing. H. G. Bader. Mit 13 Abb. im Text. Berlin 1920, Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H.

Der Verfasser hat am 16. Dez. 1919 im Aeroklub von Deutschland einen Vortrag über die Möglichkeiten gehalten, welche heute dem Verkehrsflugzeug für seine Entwicklung gegeben sind. Der Verfasser, der schon vor dem Kriege und während desselben im Flugzeugbau tätig war, ist in besonderem Maße berufen, sich über diese Frage zu äußern. Der Verfasser ist dieser Zeitschrift durch eine Reihe theoretischer Aufsätze bekannt. Das vorliegende kleine Heft unterscheidet sich von diesen Arbeiten darin, daß es für jeden verständlich ist, welcher das Wichtigste des Flugzeugbaues kennt. In dankenswerter Weise hat Bader vermieden, auf Grund schlecht begründeter Annahmen der Entwicklung des Verkehrsflugzeuges eine gute oder schlechte Zukunft zu weissagen. Er hält sich streng daran, auf Grund aerodynamischer und technischer Überlegungen die Möglichkeiten eines Ausbaues der Flugzeugbauweisen, welche sich nicht mehr an die während des Krieges klassisch gewordenen Ausführungen zu halten brauchen, zu erörtern. Er zeigt, wie durch verschiedene Anordnung der Tragwerke, Leitwerke (er verweist u. a. auf den sehr brauchbaren Ententyp), der Motorenrümpfe und der Rümpfe für Reisende und Lasten sich mannigfaltige, für Verkehrsflugzeugbauten günstig erscheinende Ausführungen gewinnen lassen. Es sind in den Anregungen Baders sicher viele Wege zu finden, welche zu einem guten Abschluß führen werden.

Sollte das Büchlein den Erfolg haben, dazu beizutragen, von den bisherigen Standardausführungen eines Flugzeuges abzuweichen und nützliche neue und brauchbare Ausführungen zu erhalten, so würde damit das erreicht, was dem Verfasser aufrichtig zu wünschen ist. Hoff.

Die Rumpler-Werke A.-G. Ecksteins biographischer Verlag, Berlin W. 62. 191 S. mit vielen Abbildungen.

Eine Festschrift zum zehnjährigen Bestehen der Rumpler-Werke stellt vorliegendes Werk dar. Der Fachmann wird also mit einem gewissen Vorurteil an die Lektüre des Werkes herangehen in der Annahme, den »üblichen Festschinken mit Ruhmgemüse« vorgesetzt zu bekommen. Die Rumplersche Schrift unterscheidet sich jedoch vorteilhaft von vielen derartigen Industriefestschriften durch ihren historisch wertvollen Inhalt. Für den technischen Geschichtsschreiber wird das Werk einmal eine reichhaltige Quelle bilden, waren doch die Rumplerschen Erzeugnisse bereits zu Beginn des Weltkrieges derart weltbekannt, daß der Name des leistungsfähigsten Rumpler-Flugzeuges der Vorkriegszeit »Taube« bei den Franzosen in der ersten Zeit des Krieges als Gattungsname für alle deutschen Flugzeuge gebraucht wurde.

Wenn die Rumplersche Festschrift auch eine persönliche Note trägt, so ist dieses wohl zu verstehen und wohlverdient. Sympathisch berührt es dabei, wie die Verdienste des österreichischen Altmeisters Kreß, dem Rumpler die Einführung in das Wesen des Motorfluges verdankt, durch Rumplers eigene Worte ihre Würdigung finden.

Der wertvollste Teil der Schrift ist die lückenlose Darstellung sämtlicher aus den Rumplerschen Werkstätten hervorgegangenen Flugzeugbauarten und ihrer Erfolge. Ein gut Teil Geschichte des deutschen Flugwesens zieht hier in knappen Worten an dem Leser vorüber.

Nicht minder wertvoll sind auch die statistischen Angaben über den Flugbetrieb der Rumplerschen Flugschule in Müncheberg, die interessante Aufschlüsse über Flugunfälle geben.

Wenn hier der Rumplerschen Festschrift mehr Beachtung geschenkt worden ist, als es sonst bei derartigen Schriften üblich und angebracht ist, so glaube ich, dieses durch den geschilderten Charakter des Werkes rechtfertigen zu können. O. Schwager.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Der nächste **Flugtechnische Sprechabend** findet am 14. Mai 1920, abends 7 Uhr, im Flugverbandhause Berlin statt.

Vortrag des Herrn Dipl.-Ing. W. G. Noack: »Turbinen in der Flugtechnik und verwandte Probleme«.

2. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Direktor Dipl.-Ing. Fr. Kruckenberg, Heidelberg, Unter der Schanz 1.
H. Hering, Charlottenburg 4, Waitzstr. 17.
Paul Heylandt, Berlin-Südende, Lindenstr. 10.
Artur Schoeller, Berlin-Schöneberg, Bayer. Platz 4.
Ing. Friedrich Budig, Falkenberg-Grünau (Mark), Schirnerstr. 34.
Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med. Koschel, Berlin W. 57, Mantiusstr. 5.
Heinrich Koppe, Abt.-Leiter der D. V. L., Adlershof, Rudower Chaussee.
stud. Ing. Hans Herrmann, Charlottenburg, Goethestraße 23.
Walter Ostwald, Chemiker, Großbothen i. Sa.
Dr.-Ing. Dr. Lewe, Berlin NW. 87, Ufenaustr. 2.
Zimmer-Vorhaus, Charlottenburg, Kuno Fischerstraße 17.
Direktor Paul Schüttler, Berlin-Wilmersdorf, Paulsbornerstr. 1.
Walter Friedensburg, Direktor der Imex-Komm.-Ges. Friedensburg & Co., Berlin-Friedenau, Kaiserallee 204.
stud. ing. Paul Böhm, Oblt. d. R., Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 184.

Außerordentliche Mitglieder:

Bremer Verein für Luftfahrt, Bremen, Lloydgebäude.
Società Anonima per lo Sviluppo dell'Aviazione in Italia, Mailand (Italien), Casella Postale 12/19.
Österr. Aero-Klub, Wien I, Tuchlauben 3.

3. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unser Mitglied, Herr Dipl.-Ing. Gaule, erhielt von der Technischen Hochschule in Danzig, Abteilung für Maschinenbau, seine Habilitation für die Lehrgebiete Flugzeugbau und Flugmotorenbau.

Unser Mitglied, Herr Dr. R. Grammel, wurde als Professor der Mechanik an die Technische Hochschule Stuttgart berufen.

4. Verstorben:

Gen.-Lt. z. D. von Nieber, Neustrelitz.

Die Geschäftsstelle.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Es sind ernstliche Vorbereitungen im Gange zur Einrichtung eines ausgedehnten **Luftverkehrs,** der sich **von London aus nach allen größeren Welthauptstädten** erstrecken soll. Dieser Plan wird durch die Zusammenarbeit von vier bedeutenden Luftfahrzeugfirmen wesentlich gefördert. Man hofft, daß in wenigen Monaten ein regelmäßiger Luftreiseverkehr London—New York in 2½ Tagen ermöglicht werden wird, wobei der Fahrpreis den der Dampfer nicht übersteigen soll; ferner wird die Möglichkeit geboten werden, jede beliebige Stadt der Erde innerhalb von 10 Tagen zu erreichen. Die kürzliche Verschmelzung der Firmen Vickers, Beardmore, Short und Armstrong-Whitworth hat zum Zweck die Bildung eines internationalen Luftdienstes. Diese neue Organisation beabsichtigt, alle verfügbaren Luftschiffe in Betrieb zu setzen. Außerdem sollen noch kleinere Typen, sog. »Flugyachten« eingestellt werden.

Als Flugstrecken sind vorgesehen:

London—New York . .	4827 km	2½ Tage
London—San Franzisko.	9976 »	4½ »
London—Kairo	3300 »	1½ »
London—Kolombo . . .	8700 »	4½ »
London—Perth	13800 »	7 »
London—Nairobi. . . .	6670 »	2¾ »
London—Kapstadt . .	10200 »	5½ »

(»New York Herald« vom 31. Januar 1920.) ND. **10.**

Paris—Berlin—Warschau. Unter der Überschrift »Brauchen wir denn die Amerikaner zur Einrichtung unserer Luftlinien?« schreibt »La France Libre«, Paris am 20. Febr. 1920:

Mit Rücksicht auf das Interesse an der polnischen Frage, die so eng mit der russischen verknüpft ist, hat die amerikanische Botschaft den Entschluß zur Einrichtung eines Schnellverkehrs zwischen Paris und Warschau mit Zwischenlandung in Koblenz und Berlin gefaßt.

Oberst Howland, der die polnischen Angelegenheiten in Paris bearbeitet, hat sich an die »Compagnie des Messageries Aériennes« gewandt, die von Louis Bréguet eines seiner Flugzeuge geliehen erhielt. Das Ministerium des Äußern wurde durch die amerikanische Botschaft eingeladen, von diesem Luftdienst Gebrauch zu machen.

Der Verkehr findet wöchentlich statt und stellt Verbindungen her zwischen Paris und Koblenz, dem Sitz der Hohen Kommission der besetzten Gebiete, und zwischen Paris und Berlin.

Am 19. Februar ist der amerikanische Fliegerhauptmann Weil von Villacoublay Richtung Koblenz—Berlin—Warschau abgeflogen. Die Ladung bestand in einer großen Menge Tabak, Medikamenten und Postsäcken für den diplomatischen Dienst. ND. **11.**

Wettbewerbe.

Das Derby rund um die Welt. Der amerikanische Ausschuß, der unter dem Vorsitz des Commodore Beaumont den »Flug um die Welt 1921« vorbereitet, ist augenblicklich in Bombay. Japan und China haben ihre Beteiligung mit mindestens 15 Flugzeugen zugesagt. Mitte April wird der Ausschuß in Paris sein. Die Bedingungen und die für den Wettbewerb in Betracht kommende Strecke werden in kurzer Zeit der F.A.I. zur Genehmigung vorgelegt werden. (»L'Auto«, Paris, den 28. Februar 1920.) ND. **10.**

Der Wettbewerb „Grand Ecart", »veranstaltet vom Aéroklub von Frankreich unter Beachtung der Vorschriften der F.A.I. und der Luftsportkommission«.

Die Bedingungen, die in einer Sitzung des Aéroklubs vom 6. Febr. festgelegt worden sind, lauten:

Art. 1. Die Zeitung »l'Auto« setzt einen Preis von 10000 Fr. für einen Wettbewerb mit Namen »Prix du Grand Ecart de Vitesse« aus, der vom 1. April bis 1. Juli offen ist. Diesen Preis erhält der, der den größten Unterschied zwischen Flug- und Landegeschwindigkeit auf der kürzesten Strecke vorgeführt hat. Es wird einmal der größte Geschwindigkeitsunterschied und ein anderes Mal der kürzeste Auslauf gewertet. Die Gesamtbeurteilung der Bewerber richtet sich nach der Summe der Punkte aus den beiden Wertungen.

Der Wettbewerb wird auf dem Flugplatz von Villacoublay ausgetragen, wo eine Strecke von 3 km durch den Wettbewerbsausschuß entsprechend vorbereitet wird.

Art. 2. Nur die Teilnehmer am Wettbewerb dürfen sich an Bord der Flugzeuge befinden. Der Wettbewerb darf nur bei einem Bodenwind von 10 m/s, und zwar in normaler Fluglage unter Vermeidung aller Akrobatenkunststücke wie Schleifenflüge u. dgl. ausgetragen werden.

Art. 3. Nur Luftfahrzeuge der Klasse C (Motorflugzeuge) sind zum Wettbewerb zugelassen.

Art. 4. Das Nenngeld beträgt 500 Fr. und wird nicht zurückgezahlt. Die Summe der Nenngelder wird für weitere Preise verwendet werden; die Hälfte der Nenngelder kommt auf die Bewerber, die als Zweite beurteilt werden, ein Viertel auf die, die als Dritte beurteilt werden, ein Achtel auf die, denen man den 4. Platz zuerkennt, ein Sechzehntel auf die, denen man den 5. Platz zuerkennt usw. in dieser Abstufung, solange noch Bewerber zu bedenken sind.

Art. 5. Der »Prix du Grand Ecart« ist einem Franzosen vorbehalten, der ein in Frankreich von einer französischen Firma gebautes Luftfahrzeug fliegen muß.

Art. 6. Das Nenngeld wird von dem Flieger gezahlt. Nennungen werden vom 1. März 1920 im »l'Auto«, Rue du Faubourg-Montmartre 10, entgegengenommen.

Die Wettbewerbe beginnen in Villacoublay am 1. April 1920, 8 Uhr vorm., und finden in der Regel zweimal, Dienstag und Donnerstag, statt. Die Bewerber müssen bis zum Sonnabend der ihrem Versuch vorausgehenden Woche den Wettbewerbsausschuß über Tag und Stunde ihres Versuches unterrichten.

Art. 7. Der Wettbewerb wird wie folgt ausgetragen:

1. Wettbewerb der größten Geschwindigkeit. Auf dem Platz von Villacoublay wird eine Entfernung von 3 km in gerader Linie mit Hilfe von kleinen Pfählen abgesteckt. Die Flugzeuge müssen diese Strecke — einmal hin, einmal zurück — mit ihrer größten Geschwindigkeit durchfliegen. Die mittlere Flugzeit wird alsdann aus den beiden festgelegten Zeiten errechnet, wobei der Wind, der im Moment des Versuches mit dem Anemometer gemessen wird, entsprechend berücksichtigt wird.

Es ist ganz wagerecht zu fliegen.

Zwischen dem Flug hin und dem Flug zurück dürfen höchstens 5 min verstreichen. Zwischenlandung darf nicht vorgenommen werden. Während dieser Zeit muß sich der Bewerber außerhalb des abgesteckten Platzes halten.

2. Wettbewerb der geringsten Geschwindigkeit. Unter den gleichen Bedingungen werden die Messungen am gleichen Flugzeug wiederholt, das wagerecht mit seiner geringsten Geschwindigkeit fliegt.

Die Beurteilung richtet sich nach dem Wertverhältnis: Höchst- zu Mindestgeschwindigkeit.

Jedes Flugzeug darf drei getrennte Versuche unternehmen, die nicht am gleichen Tage stattzufinden brauchen.

Bei den Wettbewerben »größte Geschwindigkeit« und »geringste Geschwindigkeit« dürfen an den Flugzeugen keinerlei Veränderungen vorgenommen werden, auch müssen sie bei beiden Wettbewerben die gleiche Nutzlast tragen. Zum Verändern der Geschwindigkeit darf der Führer nur die Steuerung oder die Motorregelung benutzen, das Flugzeug selbst darf keinerlei Veränderung erleiden.

Art. 8. Die Wettbewerbe werden in einer Höhe von ungefähr 500 m ausgetragen; an Bord jedes Flugzeuges muß sich ein Barometer befinden, das durch die Wettbewerbs-Kommission plombiert wird. Die Höhenunterschiede nach oben und unten dürfen 50 m nicht überschreiten. Nach rechts oder links darf höchstens 100 m in der Breite von der vorgezeichneten Strecke abgewichen werden.

Art. 9. Die Wettbewerbe finden einzeln statt. Die Reihenfolge wird durch das Los bestimmt, wobei die Ausschußmitglieder die Aufsicht haben.

Art. 10. Nennungen haben während der ganzen Dauer des Wettbewerbes Gültigkeit und gestatten dem Bewerber, gemäß Art. 7 dreimal einen Versuch zu unternehmen.

Art. 11. Jeder Bruch hat Ausscheiden zur Folge.

Art. 11a. Der Wettbewerb geringster Landegeschwindigkeit geht unter folgenden Bedingungen vor sich:

Auf einem Punkte der zu durchfliegenden Strecke wird eine Sandfläche von 200 m Seitenlänge hergerichtet, deren Oberfläche mit einem feinen Rechen bearbeitet ist. Hier müssen die Bewerber landen.



Die Strecke, die auf dem Boden nach der Landung durchlaufen wird, wird folgendermaßen gemessen:

Die Spuren der Räder werden da, wo die Räder zum erstenmal aufgesetzt haben, durch eine senkrechte Linie gemittelt. Legt man, wenn das Flugzeug zum Stillstand gekommen ist, durch die Achse der Räder eine wagerechte Linie und überträgt diese auf den Boden, so ergibt der Abstand zwischen den beiden wagerechten Linien und der senkrechten Linie die bei der Landung durchlaufene Strecke.

Art. 12. Die Kosten der Zeitmessung trägt der Bewerber.

Art. 13. Die den Wettbewerb veranstaltende Zeitung kann in keinem Falle für Unfälle oder Schäden, sei es an Personen oder Sachen, haftbar gemacht werden.

(»L'Auto«, Paris vom 20. Februar 1920.) ND. **10.**

Höchstleistungen.

Amerikanischer Höhenrekord. Der Chefpilot des Flugplatzes von Dayton (Ohio), Major R. W. Schroeder, erreichte auf einem La Pere-Flugzeug (400 PS-Libertymotor) eine Höhe von 40000 engl. Fuß = 12,2 km (?). Hier versagte der Sauerstoffapparat. Major Schroeder machte sein Gesicht frei, um die Ursache der Störung festzustellen. Hierbei muß er ohnmächtig geworden sein, denn das Flugzeug stürzte ab. In einer Höhe von 600 m kam er wieder zu sich, und es gelang ihm, glatt zu landen. Als er aus dem Flugzeug gehoben wurde, verlor er von neuem das Bewußtsein. Infolge des Nervenschocks hat er sein Augenlicht verloren, jedoch hoffen die Ärzte, daß er allmählich wieder in den Besitz seiner Sehkraft gelangen wird.

Der Barograph zeigte die Höhe von 36020 Fuß = 10,97 km (im Gegensatz zu oben erwähnten 12,2 km!), das Thermometer —55° C. (»Flight« Nr. 584, 4. März 1920.) ND. **11.**

Wettbewerbe.

Über die **technische Wertung von Höhenrekorden** sprach Dr. E. Everling auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 12. März 1920. Die aus politischen Gründen anzunehmende Formel der F.A.I. wertet auch in ihrer neuen Gestalt nach Soreau (vgl. S. 59) lediglich den erzielten Mindestluftdruck, der je nach der Lufttemperatur einer gänzlich verschiedenen Höhe entspricht. Es kommt hinzu, daß die kalte Luft besser trägt, wodurch der Bewerber an kalten Tagen bevorzugt ist. Als technisch richtiges Maß ergibt sich daher die Luftdichte, deren geringster erreichter Wert als Rekordzahl anzugeben wäre. Aus praktisch-wirtschaftlichen Gründen (Reklame!) wird vorgeschlagen, die Luftdichte durch eine Höhe anschaulich auszudrücken, die ihr auf Grund mittlerer Wetterverhältnisse mit einer ganz einfachen Formel (Parabelgleichung) zugeordnet werden kann. (Eigenbericht, der Vortrag wird zugleich mit den Zusätzen von Herrn Professor Berson u. a. in der Aussprache im Heft 9 abgedruckt.)

Ein Hubschraubenflugzeug, die Erfindung eines William C. Beach, ist augenblicklich in New York ausgestellt. Die Tragdecken des gewöhnlichen Flugzeuges sind durch Luftschrauben ersetzt, die sich, von je zwei Motoren getrieben, wagerecht bewegen. Der Flug nach vorwärts wird durch eine einzige Schraube bewirkt. (»Dépêche Coloniale«, Paris, 18. Februar 1920.)

Amerika.

Das argentinische Flugwesen hat im abgelaufenen Jahre einen großen Aufschwung genommen. Nach Wegfall der Verkehrseinschränkungen durch den Krieg und vor allem durch den Einfluß ausländischer Fliegermissionen sind sowohl im Militär- wie Privatflugwesen bedeutende Fortschritte zu verzeichnen. In den Werkstätten der Militärfliegerschule von El Palomar wurden im abgelaufenen Jahre zwei Eindecker und sieben Doppeldecker hergestellt. Angekauft wurden im gleichen Zeitraum von Frankreich zwei Caudron-Doppeldecker, die als Muster für die in den eigenen Werkstätten hergestellten Maschinen gleicher Bauart dienten. Geschenkt erhielt die Fliegerschule einen Spad-Doppeldecker von der »Commission Pro Travesia de los Andes«, zwei Doppeldecker Nieuport und einen Doppeldecker Spad von der französischen und einen Einsitzer sowie zwei Doppeldecker von der italienischen Regierung. Die Werkstätten in El Palomar erfuhren eine erhebliche Erweiterung, so daß sie heute alle Reparaturarbeiten, abgesehen vom Neubau von Maschinen, ausführen können. (»Industrie- und Handelszeitung« Nr. 57, 7. März 1920.) ND. **11.**

Britisches Reich.

Luftfahrt-Probleme. Es erscheint dringend erwünscht, daß Luftfahrer bei dichtem Nebel oder sonstiger Unsichtigkeit in der Lage wären, genau festzustellen, wie hoch sie sich über etwaigen Hindernissen befinden. Hierzu genügt ein Höhenmesser nicht, da der Flieger auch mit dessen Hilfe nicht beurteilen kann, wie hoch er sich etwa über einer Bergspitze oder einem Gebirgsrücken befindet. Durch Anwendung akustischer Mittel (Abfeuerung eines Schusses usw.) kann bei einiger Übung ungefähr die Entfernung vom Boden festgestellt werden, jedoch werden durch solch eine Prüfung natürlich nur höchst ungenaue und mangelhafte Resultate erzielt. (»Financial Times«, 1. März 1920.) ND. **10.**

Wiederaufleben des Flugsports. Der englische Aero-Club hat ein Komitee zur Neubelebung und Förderung des Flugsports gegründet und zu diesem Zweck den Betrag von 2000 Pfd. Sterl. bewilligt. Vor dem Kriege wurden regelmäßige Flugveranstaltungen in Hendon und an anderen Orten abgehalten, wobei sich das Publikum an Luftrennen, Abwurf-Wettbewerben, Kunstflügen usw. erfreuen konnte. Es wäre nun durchaus zu begrüßen, wenn diese Seite der Luftfahrt wieder mehr in den Vordergrund käme, da dadurch sicherlich das Interesse der großen Masse für das Flugwesen bedeutend reger werden würde. (»The Times«, London, 27. Februar 1920.) ND. **10.**

Zivilflugzeuge. Auf Ersuchen des Luftamtes hat ein Unterausschuß des Luftfahrtbeirates (»Advisory Committee for Aeronatics«) unter dem Vorsitz von Sir Richard Glazebrook einen Bericht betreffend die Vorschriften über die Sicherheitszahlen der einzelnen Verkehrsflugzeugklassen im Hinblick auf die Flugtüchtigkeitszeugnisse verfaßt.

Die Notwendigkeit solcher Bestimmungen geht daraus hervor, daß Flugzeuge jetzt einerseits für reine Handelszwecke und anderseits zu Schauflügen verwendet werden, und daß in beiden Fällen die Anforderung an die Sicherheit verschieden ist.

Das bedingt zweierlei Flugtüchtigkeitszeugnisse. Flugzeuge der »allgemeinen« Klasse, zu denen alle die gerechnet werden, die nicht zur »Handelsklasse« gehören, müssen widerstandsfähig genug sein, um Schauflüge jeder Art zu ermöglichen, während die »Handelsklasse« Flugzeuge umfaßt, die nur gleichmäßige »Handelsflüge« ausführen, und denen jede Beteiligung an Schauflügen untersagt ist. (»The Times«, 3. März 1920.) ND. **11.**

Zeugnisse für Flugplatzmonteure (ground. engineers). Das Luftministerium gibt Verfügungen bekannt über die Prüfung von Diplom-Flugplatzmonteuren (für Flugzeuge oder Motoren).

Ein Bewerber kann sich zur Prüfung als Monteur zur Überholung und Überwachung aller Flugzeug- und Motortypen melden; die Prüfungen sind mündlich, schriftlich und praktisch abzulegen.

Die Bewerber müssen nachweisen, daß sie

a) nicht weniger als 21 Jahre zählen,

b) mindestens 2 Jahre als Monteur oder Techniker bei Verbrennungsmotoren tätig gewesen sind oder sich die gleiche Zeit mit dem Bau und der Wartung von Flugzeugen befaßt haben oder nicht weniger als drei Jahre mit dem Bau und der Wartung von Flugmotoren und Flugzeugen beschäftigt gewesen sind.

Meldevordrucke sind beim Sekretär des Luftministeriums erhältlich. (»The Times«, 6. März 1920.) ND. **11.**

„Airco 18". Im Laufe des Frühjahrs soll das neue »Airco 18«-Flugzeug für die europäischen Flugstrecken eingestellt werden. Am 8. März machte es seinen ersten, durchaus befriedigenden Probeflug. Es werden noch sechs gleiche Flugzeuge hergestellt, die auf der Strecke London—Paris verwendet werden sollen. Beim Bau sind im besonderen die atmosphärischen Verhältnisse des Kanals berücksichtigt worden. Es ist unbedingt erforderlich, daß die Postflugzeuge auch unter den ungünstigsten Witterungsbedingungen eine Durchschnittsgeschwindigkeit von 160 km/h erzielen. Der »Airco 18« ist mit einem 450-PS-Napier-Lionmotor ausgerüstet und kann 8 Reisende oder 1 t Fracht befördern. (»The Times«, 8. März 1920.) ND. **11.**

Herstellung von Metallflugzeugen in Schottland. Gelegentlich einer Zusammenkunft der »Institution of Engineers and Shipbuilders in Scotland« sprach der Vorsitzende Dr. T. Blackwood Murray über die Unzweckmäßigkeit der Verwendung von Holz beim Flugzeugbau. Das Holz ist allzusehr den Einflüssen der Witterung ausgesetzt, und außerdem vertragen Holzflugzeuge die Landungserschütterungen häufig schlecht. Dahingegen sind Metallflugzeuge durchaus zuverlässig, was besonders für den Verkehr von größter Bedeutung ist. Die Erfahrungen der letzten beiden Jahre haben gelehrt, daß es sehr wohl möglich ist, Metallkonstruktionen genau nach den Zeichnungen von Holztypen herzustellen. Die Firma Vickers baut ihre neuesten Flugboote fas ausschließlich aus Duralumin. Der Grund, warum dieses Metall sich in einigen Fällen nicht bewährt hat, liegt nach Ansicht des Redners in der unzureichenden Warmbehandlung. (Auszug aus »Journal of Commerce«, Liverpool, 5. Februar 1920.) ND. **11.**

Deutschland.

Amerikanische Beobachtungen in Deutschland. New York, 5. März. Oberst W. Hensley, der soeben von seiner fünfmonatigen Luftfahrtstudienreise zurückgekehrt ist, hat von der dort herrschenden zuversichtlichen Arbeitsstimmung einen nachhaltigen Eindruck gewonnen. Er behauptet, daß nur zwei europäische Staaten die Arbeit



wieder aufgenommen hätten, nämlich Belgien und Deutschland. »Arbeit ist der Schlüssel,« sagt Oberst Hensley, »den Deutschland benutzt, um die Schatzkammern der Welt zu öffnen.« Es sind bereits riesige Fortschritte zu bemerken, Hoffnung und Ehrgeiz sind an die Stelle von Verzweiflung und Unruhe getreten. Besonders auf dem Gebiet der Luftfahrt wird eine fieberhafte Tätigkeit entwickelt; u. a. bauen die Deutschen Metallflugzeuge mit einer Tragfähigkeit für 28 Reisende.

Es ist dabei hervorzuheben, daß Deutschland besonders die Militärluftfahrt im Auge hat. Die Bereitwilligkeit bei der Auslieferung der Kriegsschiffe ist dadurch zu erklären, daß Deutschland der Überzeugung ist, zukünftige Kriege seien nur in der Luft auszufechten. Mit Hinblick darauf wird nun gearbeitet und geschaffen.

Oberst Hensley meint, daß die Gefahr des Bolschewismus für Deutschland nicht mehr bestehe, da die Deutschen zur »Besinnung« gekommen sind und erkannt haben, daß ihre einzige Rettung in angespannter Arbeit zu finden ist. (»The Times«, 6. März 1920.) ND. **11.**

Frankreich.

Beginn des Luftpostverkehrs. Am 1. März wurde der Luftpostverkehr nach Lyon und Marseille mit einem Goliath-Flugzeug eröffnet, das 65000 Briefe oder Postpakete im Gewicht von 1000 kg und einige Reisende befördert. Als Piloten sind Bossoutrot und D'Or verpflichtet worden. Nach Einrichtung des P.-L.-M.-(Paris—Lyon—Marseille-) Luftdienstes wird nunmehr der Luftverkehr Paris—Orléans in Angriff genommen werden.

Ferner hat am 1. März ein F 40-Reiseflugzeug ungefähr 15000 Briefe, d. h. 200 kg Gewicht, nach Tours gebracht. Es stieg auf dem Flugplatz Le Bourget 10 Uhr vormittags auf und war 2 Uhr nachmittags in Bordeaux, von wo es ohne Zwischenlandung nach Paris zurückkehrte. Ein zweites F 40-Flugzeug verkehrt auf der Strecke Tours—Bordeaux mit Zwischenlandungen in Poitiers und Angoulême. (Auszug aus »Eclair«, Paris, 1. März 1920.) ND. **11.**

Die Zukunft des Handelsluftverkehrs. Beim Waffenstillstand schien das französische Flugwesen seinen Höhepunkt erreicht zu haben. Die Gründe für diese scheinbare Macht waren verschieden:

1. Moralische Gründe. — Die Jugend war begeistert von Sport und Ruhm. Die öffentliche Meinung war durch die Poesie der fünften Waffe und die übertriebene Reklame, die man für sie machte, getäuscht.

2. Kaufmännische Gründe. — Der Staat beseitigte jede Konkurrenz, er übernahm die Verantwortung, durch seine »Technische Abteilung« die Baumuster anerkennen, oft auch festsetzen zu lassen.

3. Finanztechnische Gründe. — Der Handel wurde in ganz falsche Bahnen gelenkt, da man mit Staatsgeldern Fangball spielte, oft mit großem persönlichen Nutzen, immer mit der sicheren Aussicht auf bedeutende Unterstützungen.

Aus diesen Gründen war die Macht der Luftfahrt weiter nichts als eine äußere Fassade, ihre Stärke nur eine Eintagsfliege. Die Ereignisse bewiesen das.

Was taten die Flugzeugfirmen, als sie nach dem Waffenstillstand die laufenden Aufträge erledigt hatten? Anstatt großzügig zu sein, ein ernsthaftes Luftverkehrsnetz zu entwerfen, das den Staat interessiert hätte, suchten sie soviel Geld als möglich herauszuziehen.

Welche Linien richteten sie ein? Paris—Lille, Paris—Brüssel usw. Diese kleinen Strecken sind aber ganz bedeutungslos — nur auf große Entfernungen hat der Luftverkehr Zweck, wie beim Verkehr über das Meer oder unbewohnte Landstriche. Hier legt das Schiff höchstens 50 km/h, die Karawane 20 km/h zurück, das Flugzeug kann aber mindestens 150 km/h leisten, und seine ständige Flugbereitschaft macht es in diesem Falle zu dem erträumten Beförderungsmittel.

Für Frankreich muß die erste Aufgabe in einer Verbindung des Mutterlandes mit Algier und in einer Verbindung dieses Landes mit Marokko und Tunis bestehen. Dabei ist als Endpunkt der Luftverkehrslinie nicht Paris ins Auge zu fassen, vielmehr eine Stadt wie Marseille, Nîmes oder Montpellier, wo die abends in Paris abgehenden Expreßzüge enden. Die erste Luftstrecke würde also Marseille—Barcelona—Valencia—Tanger—Casablanca sein!

Eine zweite Linie, die Marokko, Algier und Tunis von Westen nach Osten durchquert, würde über Fez—Ondjida—Algier—Sétif—Guelena nach Tunis gehen.

Eine dritte, Nord-Süd-Linie Algier—Laghonat—Ghardala—Uargla würde den Ausgangspunkt am Rand der Wüste haben.

Später könnte diese Linie mit sehr zuverlässigen Flugzeugen bis Timbuktu, bis zum Nigerbecken vorgetrieben und so die Verbindung zwischen dem Mutterland und Französisch-Westafrika geschaffen werden.

Es ist unnötig, die Bedeutung dieser Luftverkehrslinien hervorzuheben, es muß aber darauf hingewiesen werden, daß das Klima in diesen Gegenden den Luftverkehr in jeder Jahreszeit ermöglicht, was in Europa nicht der Fall ist. Außerdem sind in Marokko, Algier und Tunis zahlreiche Landeplätze vorhanden, deren Ausbau rege gefördert wird.

Was muß nunmehr geschehen? Es muß eine Gesellschaft zur Vornahme von praktischen Studien und Versuchen ins Leben gerufen werden, nicht mit ungenügenden Mitteln, sondern so, daß sie tatsächlich etwas leisten kann! Sie muß auch über ein oder mehrere Flugzeuggeschwader verfügen, um die Ergebnisse ihrer Studien praktisch nachprüfen zu können.

Von einer starken Finanzgruppe unterstützt, würde diese Gesellschaft die Basis für die Einrichtung aller zukünftigen Luftverkehrslinien bilden.

Frankreich hat das Sportflugwesen — es hat das Militärflugwesen ins Leben gerufen. Soll es andern überlassen bleiben, das Handelsflugwesen ins Leben zu rufen? Sollen andere die Früchte ernten? (Marcel Nadaud in »La Liberté«, Paris, 15. Febr. 1920.) ND. **11.**

Es gibt keinen französischen Handelsluftverkehr! Die öffentliche Meinung glaubt, daß das Luftschiff verschwinden und bezüglich des Handelsverkehrs dem Flugzeug Platz machen wird. Weit gefehlt!

Schon was das Fassungsvermögen betrifft, ist es unbestreitbar, daß die Luftschiffe mit ihren heutigen Ausmaßen leicht mehrere Dutzend Personen unter größter Bequemlichkeit befördern können und so dem Flugzeug überlegen sind, dessen Insassen, auf einen beschränkten Raum zusammengedrängt, höchstens die Zahl 18 erreichen. Das gleiche gilt für die Waren.

Ein weiterer großer Vorteil des Luftschiffes, die Möglichkeit zu Nachtflügen, wird auch durch die größte Schnelligkeit des Flugzeugs nicht gemindert.

Jedenfalls wird das Luftschiff das Verkehrsmittel zum Befördern großer Lasten und für Reisen auf weite Entfernungen. Aus diesem Grunde brauchen wir starre und halbstarre Schiffe! — Haben wir welche? Nein!

Was macht Deutschland? Es schlägt unseren Verbündeten vor, internationale Luftverkehrsgesellschaften zu gründen. England, Italien und Amerika werden zugreifen. Es wird englisch-deutsche, italienisch-deutsche und amerikanisch-deutsche Gesellschaften geben.

Wir werden durch die Politik unserer Regierung ausgeschlossen sein. Selbst wenn wir uns unverzüglich an die Fabrikation begeben, werden alle diese Gesellschaften ohne uns schon im Betrieb sein, wenn wir unsere ersten Schiffe herausbringen!

Außerdem werden für die Fabrikation — es ist erstaunlich, aber wahr! — keine Kredite bewilligt. So werden wir lange Zeit dem Ausland gegenüber bezüglich des Luftschiffverkehrs nicht existieren — müssen notgedrungen eine Null sein! (Henry Pâris in »La Democratie Nouvelle«, Paris, 13. Februar 1920, Auszug.) ND. **11.**

Die „Commission scientifique" von Frankreich hat in ihrer Sitzung am 24. Januar unter Vorsitz des Herrn Bertin die Aussprache über die physiologischen, mechanischen und meteorologischen Probleme der großen Höhen fortgesetzt.

Lapresle, Direktor des Aerodynamischen Instituts Eiffel, berichtete über die Arbeiten des Observatoriums Lindenberg über Luftdruck, Temperatur, Windstärke und Windrichtung bis zu 20 km.

Toussaint, Direktor des Aerotechnischen Instituts H. Deutsch in Saint-Cyr, berichtete über die Schraubenwirkung beim Hubschraubenflugzeug.

Der Ausschuß drückte den Wunsch aus, daß die Bearbeitung des Werkes von Teisserenc de Bort — Erforschung der höheren Luftschichten — fortgesetzt und das Aerotechnische Institut von Saint-Cyr genügend unterstützt werde, um seine so wichtigen Untersuchungen weiterzuführen. (Auszug aus »L'Avenir«, Paris, 26. Febr. 1920.) ND. **11.**

Verordnungen des „Sous-Secrétaire d'Etat de l'Aéronautique et de Transports Aériens":

I. Anweisung zum Benutzen des Luftverkehrs vom 28. II. 1920.

1. pp.
2. Die bereits bestehenden Linien Toulouse-Rabat (Latécoère) und Paris-London (Transaérienne) bleiben im Verkehr.
3. Um beim Ausfall der Eisenbahnen über einen Postdienst verfügen zu können, werden neue Linien eingerichtet.

Paris—Brüssel	Messageries Aériennes,
Paris—Straßburg . . .	Messageries Aériennes,
Paris—Marseille	Gds Express Aériens,
Paris—Bordeaux . . .	Gds Express Aériens,
Bordeaux—Toulouse . .	Compagnie Ernould,
Toulouse—Nîmes-Nizza .	Cie. Aérienne Française.

4. Vom 2. März ab sind folgende Strecken im Betrieb:

Paris—Brüssel . . . . Messageries Aériennes

Spad Limousine, Pilot Casale

Bourget . . .	11 Uhr 50	1 Uhr 55
Brüssel . . .	13 Uhr 45	

mit 8 Kilo Post

Preis: Reisende: Frs. 500

Waren: Frs. 8 je kg.

Paris—Straßburg . . . Messageries Aériennes
Bréguet 16 BN 2, 450 PS.
Preis: Reisende: Frs. 750
Waren: Frs. 12 je kg.
Paris—Marseille . . . Gr. Express Aériens
Goliath, Pilot Bossoutrot
Bourget . . 10 Uhr 50
Dijon . . . 13 Uhr 45. 15 Uhr 20 18 Uhr 15.
3 Passagiere, 500 Kilo Post (Telegramme)
Preis: Lyon Reisende: Frs. 800
Marseille Reisende Frs. 1200.
Paris—Bordeaux — Gr. Express Aériens
Bourget . . . . 11 Uhr, 2 Sack Post
Preis: Paris-Bordeaux Reisende Frs. 900.

II. Verordnung über Errichtung eines »Comité technique consultatif".

Art. 1. — Dem »S. T. Aé« wird, in unmittelbarer Anlehnung an dessen Leitung, ein »Comité technique consultatif« angegliedert.

Art. 2. — Zusammensetzung des Ausschusses:
Der Direktor des S. T. Aé. als Präsident.
Der Chef der zweiten Abteilung des »sous secrétariat d'État de l'Aéronautique«.
Vier Wissenschaftler, die mit luftfahrtechnischen Fragen besonders vertraut sind und vom »sous-secrétaire d'État« ernannt werden.
Vier Ingenieure oder Konstrukteure, die von der »Chambre syndicale de l'industrie aéronautique« namhaft gemacht werden.
Zwei Ingenieure oder Konstrukteure, die vom Aéro-Club vorgeschlagen werden.
Der Leiter der Abteilung »recherches et expériences d'ordre général« des S. T. Aé. als Referent (secrétaire rapporteur).

Art. 3. — Der Ausschuß tritt grundsätzlich regelmäßig einmal monatlich auf Einberufung durch den Präsidenten zusammen. Ausnahmsweise können jedoch auch Sitzungen stattfinden, wenn besonders wichtige Fragen zu erledigen sind.

Art. 4. — In jeder Sitzung findet eine Debatte (procès verbal) statt, die der Referent leitet. Der Unterstaatssekretär und die Mitglieder des Ausschußkomitees erhalten vor der nächstfolgenden Sitzung hierüber ein Protokoll. Die Tagesordnung, die nach Anweisung des Präsidenten aufgestellt wird, geht vorher dem Unterstaatssekretär und allen Mitgliedern des Ausschusses zur Kenntnisnahme zu.
Alle Fragen, die in der Sitzung erörtert werden sollen, sind dort aufzuführen.

Art. 5. — Die beratende Tätigkeit des Ausschusses erstreckt sich auf folgende Punkte:
a) Aerodynamische Studien (Untersuchung, Besprechung, Verbreitung und Verwertung der Ergebnisse);
b) Leitgrundsätze der Entwicklung und Vervollkommnung der verschiedenen Luftfahrzeugbauarten.
c) Neue Erfindungen auf dem Gebiet der Luftfahrt (Wert der angebotenen Erfindungen und Untersuchung der wissenschaftlichen Forschungen der Erfinder);
d) Sammlung allgemeiner technischer Mitteilungen auf dem Gebiet der Luftfahrt (kritische Untersuchung und Austausch dieser Mitteilungen);
e) Technische Unterweisung im Luftfahrtwesen (Berichterstattung bezügl. seiner Entwicklung und Vervollkommnung)
f) Allgemeine Luftfahrt-Fragen (Fragen, die das Steuern sowohl als auch die Sicherheit des Fliegens und der Landung betreffen);
g) Versand von Studienplänen an die Firmen (Prüfung, Austausch von Wünschen und Mitteilungen);
h) Ganz allgemein Prüfung aller Vorschläge und Mitteilungen allgemeiner und besonderer Art, die geeignet sind, die Entwicklung und technische Zukunft der nationalen Luftfahrt zu beeinflussen.

III. Verordnung über Luftfahrt-Prämien für das Rechnungsjahr 1920.

1. Prämien erhalten nur gesetzlich eingetragene, einen regelmäßigen Luftdienst unterhaltende Gesellschaften, und zwar solange, bis die hierfür bewilligten Kredite erschöpft sind.
2. Es gibt vier Arten von Prämien:
Prämien für Tilgung,
Prämien für die Bemannung,
Transportprämien,
Militärische Prämien.

a) Prämien für Tilgung:
Die stündliche Tilgung wird errechnet in der Formel

$$\frac{P + 1{,}5\,p}{200}$$

P = Preis eines Flugkörpers und anderthalb Motoranlagen
200 = Flugstunden eines Flugkörpers und einer Motoranlage.
Für Flugzeuge, die bei Liquidationen gekauft sind, verringert sich P und p je um die Hälfte.

b) Prämien für die Bemannung:
Die Stundenprämie, ermittelt aus einer Entfernung E (zur Taxe von Frs. 0,10 je km) und der Motorleistung N eines Flugzeuges (Frs. 0,05 je PS), soll betragen:

$$0{,}10\left(E + \frac{N}{2}\right)$$

E = Unterschied zwischen dem Etappen-Durchschnitt und der ganzen Strecke.
Für eine Strecke von 915 km, die in 3 Etappen zurückgelegt wird, also

$$E = 915 - \frac{915}{3} = 610 \text{ km.}$$

c) Transportprämie
errechnet sich aus der Formel

$$\frac{K \cdot V \cdot v \cdot T}{1000}$$

V = Fluggeschwindigkeit
v = einer Schnelligkeit $V - 50$
T = Nutzlast
K = ein Beiwert, der sich ändert, je nachdem der Luftverkehr in der Heimat, in den Kolonien oder nach dem Ausland betrieben wird.

d) Militärische Prämien
werden jedem Flugzeug zugebilligt, das irgendeine Einrichtung von militärischem Interesse aufweist. Sie betragen ein Viertel der Tilgung.

3. Gesellschaft, Material, leitendes Personal. Führer und Monteure müssen französisch sein. Für das Flugzeug muß der Nachweis der Flugtüchtigkeit und der Eintragung erbracht werden, der Führer im Besitz des Zeugnisses für öffentliche Transportflüge sein (nächste Verfügung).
Die Tarife unterliegen der Genehmigung des Staates.
Will das Unternehmen private Landungsplätze benutzen, so müssen diese Plätze durch den S. N. Aé. anerkannt sein.
Die Zahl der Führer und Monteure ist gesetzlich festgelegt und darf eine vom Staate festgesetzte Grenze nicht überschreiten.
4. Es wird eine doppelte Kontrolle ausgeübt, einmal durch eine technische Kommission und zweitens durch die Organe der Verwaltungskontrolle des S. N. Aé.

(„L'Air", Paris, Nr. 10/März 1920.) ND. 12/13.

Skandinavien.

Geplantes Institut zur Klassifizierung von Flugzeugen. »Die Versicherungsdirektoren Lovén und Sundén-Cullberg, die den Vorstand des nordischen Trusts für Luftschiffahrtversicherung (Nordiska pool för luftfartsförsäkring) bilden, haben bei der Regierung einen Antrag auf Errichtung eines Instituts für die Inspizierung und Klassifizierung von Flugzeugen vom Versicherungsstandpunkte aus gestellt, und zwar für alle vier nordischen Länder.« (»Weltwirtschaftliche Nachrichten«, Kiel, vom 1. März 1920.) ND. 10.

Organisation des schwedischen Luftverkehrs. Die Svenska Lufttrafik A. G. wurde vor einem Jahre gegründet, »um nach den erforderlichen Vorbereitungen Luftverkehr usw. zu betreiben«; sie hat sich bisher auf die Vorbereitungen beschränkt, hat Flugstrecken untersucht, Flughäfen vorbereitet und der Organisation des internationalen Luftverkehrs vorgearbeitet. Ferner wurde der Wetterdienst, vor allem mit drahtloser Nachrichtenübermittlung erörtert. Es hat sich ergeben, daß bei den heutigen Preisen nur auf Strecken mit besonders lebhaftem Verkehr ein regelmäßiger Luftverkehr wirtschaftlich sein kann. Das wichtigste sind dabei geeignete Flugzeugbauarten. Die jetzige kurze Lebensdauer, an der Front 50 bis 60, in einem Falle sogar nur 11 h, und die Flugzeuge waren auf kurze Lebensdauer gebaut, ist unwirtschaftlich.

Bei Voranschlägen für den Luftverkehr kann man die Lebensdauer eines Motors nur mit 500 bis 600 h ansetzen, und die Flugzeugkosten müssen nach 300 bis 400 Betriebsstunden getilgt sein. Die Strecke Stockholm—Malmö kann also mit einer Flugdauer von 4½ h (bei 160 km/h Geschwindigkeit) etwa 75- bis 100mal zurückgelegt werden, also bei täglicher Fahrt nur 3 Monate lang. Daraus berechnen sich unmögliche Fahrpreise. Anders verhält es sich, wenigstens in Schweden, mit der Postbeförderung und mit gelegentlichen Verkehrsflügen, die schon jetzt möglich wären, sogar infolge der Zugehörigkeit zur Internationalen Vereinigung für Luftverkehr (I. A. T. A.) über das ganze Festland. Der Verkehr mit Luftschiffen könne schon jetzt wirtschaftlich gestaltet werden. (»Svensk Motortidning« vom 30. Januar 1920, S. 52/54, nach einer Unterredung mit dem Betriebsdirektor der Gesellschaft, Hauptmann Lenn Jacobsen.) ND. 10.

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstoffkunde. Ein Fortschritt in der Spiritusfrage. Die Schwierigkeiten des Spiritusproblems sind: Wegen der niedrigen Dampfspannung bei gewöhnlicher Temperatur läuft der Motor mit diesem Brennstoff niemals leicht, bei einigermaßen niedriger Außentemperatur überhaupt nicht an; der Heizwert ist wesentlich niedriger als der von Kohlenwasserstoffen, so daß neben der Preisfrage auch die beschränkte Reichweite mitspricht. Endlich liegt die Gefahr vor, daß sich Essigsäure bildet, die Zylinder und namentlich Ventile angreifen kann.

Der in Südafrika während des Krieges als Benzinersatz hergestellte Brennstoff »Natalit«, der diese Mängel vermeidet, wird aus Rückständen der Rohrzuckererzeugung hergestellt; er besteht nur zu 54 vH aus Äthylalkohol, 45 vH sind Äther, den man durch Destillieren von Äthylalkohol mit Schwefelsäure erzeugen kann. Das ist weder schwierig noch kostspielig, da die Schwefelsäure dabei wiedergewonnen werden kann. Den Rest bildet Trimethylamin; diese stark basische Verbindung soll die Essigsäure, deren Entstehen sich insbesondere bei Luftmangel niemals ganz vermeiden läßt, sofort unschädlich machen, sowie als Vergällung wirken. Der hohe Gehalt an Äther erklärt ohne weiteres, daß die Verdampfbarkeit sogar die des reinen Benzins wesentlich übertrifft. — Auto-Technik Bd. 9, 13. März 1920, S. 9 (2 Sp., o. Abb.). Hr. TF. **12.**

Fallschirm. Sichere Verwendung von Fallschirmen im fliegenden Flugzeug bei Versuchen des Air Service Engineering Laboratory in Dayton mit einem DH9A-Flugzeug mit Libertymotor, das mit über 150 km/h Geschwindigkeit in 120 m Höhe flog. Der Schirm trug 90 kg, öffnete sich in 1½ s und erreichte den Boden in 20 s, ohne zu schwingen. Es war eine neue Bauart des Martin-Fallschirmes mit flacher Wölbung und 8,2 m Dmr. — Automotive Industries Bd. 42, 22. Januar 1920, S. 330 (½ Sp., o. Abb.). E. TF. **11.**

Fliegerausrüstung. Elektrisch geheizte Fliegerkleidung. Zum Schutz gegen die Kälte in großen Höhen dient eine vom amerikanischen Staatsamt für Flugzeugfertigung vorgeschriebene, durch einen Generator mit Flügelradantrieb elektrisch geheizte Ausrüstung aus Jacke, Helm, Stiefeln und Handschuhen. Die Heizdrähte sind auf Baumwollstoff befestigt und zwischen zwei Schichten Seide (13/15 Denier Jap Filature, bester Güte, ohne Schlichte, mit höchstens 4 vH Gelatine) biegsam und dehnbar eingenäht, so daß Kurzschlüsse und mechanische Abnutzung ausgeschlossen sind, bestehen aus etwa 9 Strängen doppelt umsponnenen Drahtes, vertragen $^1/_3$ Überspannung und führen bei der Betriebstemperatur und 12 V: Im Helm 1,2 A, in jedem Handschuh und jedem Füßling 1,4 A. Die Handschuhe sind in verschiedenen Innengrößen vorrätig, biegsam, »elegant« und bequem, haben Leitungsschnüre und Stecker; die Heizkörper liegen auf dem Handrücken und reichen bis zu den Nagelwurzeln, so daß der Gefühlssinn nicht beeinträchtigt wird. Die bequemen Füßlinge sind hinten 150 mm hoch, mit Leitung und Stecker versehen, tragen Heizkörper unter dem Futter, vor allem seitlich der Fußsohle. Der Helm sitzt glatt über dem Kopf, läßt nur Augen, Nase und Mund, auch für den Blick nach der Seite, frei, hat runde Ohrlöcher und heizt vor allem die Augen-, Kinn- und Ohrengegend.

Die Heizkörper sind mit den Leitungsschnüren durch besondere widerstandsfähige Stecker in Lederhülsen verbunden. In dem Rock kann eine Art Weste von Heizdrähten unter dem Futter eingenäht werden, die Stecker liegen zwischen den beiden vorderen Rockklappen, die 5 Paar Heizstränge aus Kupferlitzen sind auf dem Rücken im Rock befestigt und miteinander verbunden. Die Leitung ist 1,4 m lang. — Aerial Age Weekly Bd. 10, 5. Januar 1920, S. 458/459 (4 Sp., 3 Lichtbilder der Fliegerkleidung aus der Edison Electric Appliance Company). E. TF. **11.**

Flugberechnung. Bericht über die deutschen Höhenrekordflüge Juli bis Dezember 1919. Bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt werden Höhenflüge auf den Normaltag (für den Jahresdurchschnitt der Luftdichteverteilung) umgerechnet. Als Gipfelhöhe werden außer der FAI-Höhe, nach früherer Bestimmung, die aus dem Luftdruck für die Temperatur Null berechnet ist, auch die erreichte Mindestluftdichte und die im Jahresmittel zugehörige Höhe angegeben. — Gsell, Der Luftweg, Bd. 4, 4. März 1920, S. 3/5 (4½ Sp., 5 Abb. der drei Flugzeuge zu den mitgeteilten drei Rekorden und der erflogenen Höhenschreiberkurven.) E. TF. **11.**

Flugberechnung. Die neuen Bestimmungen der FAI für Rekordflüge. Zu der neuen Höhenformel der FAI bemerkt Berson, daß die zugrunde gelegten Temperaturen tiefer sind, als die beobachteten Mitteltemperaturen, offenbar weil sie aus den Beobachtungen eines Halbjahres abgeleitet wurden. Die Deutsche Luftsportkommission wird außer der FAI-Höhe nach dieser Formel auch die wahre Höhe (falls die Temperaturverteilung bekannt ist), jedenfalls aber die erreichte geringste Luftdichte angeben. — Der Luftweg, Bd. 4, 4. März 1920, S. 11 (2 Sp., 1 Abb. zu den Bestimmungen der FAI über Geschwindigkeitswertung). E. TF. **11.**

Flugunfälle. Statistik der tödlichen Unfälle in der Luft, beim Schulen oder im Kampf, für die Alliierten. Die hohen Verlustzahlen, beim ersten Schulen ein Todesfall auf 949 (Italien) bis 2973 (Amerika) Flugstunden, bei der weiteren Ausbildung ein Todesfall auf 573 (England, Flugkunststücke) bis 2802 (Amerika) Flugstunden, sind für die Friedenszeiten keineswegs maßgebend. — Automotive Industries, Bd. 42, 15. Januar 1920, S. 190/191 (3½ Sp., o. Abb., 5 Zahltaf.). E. TF. **11.**

Flugzeugantrieb. Eine neue Treibvorrichtung für Flugzeuge (vgl. S. 93). Das Gemisch eines beliebigen Brennstoffs mit Luft wird nach der Erfindung von Mélot in einer Kammer ohne Unterbrechung verbrannt und durch eine vierfache Luftansaugdüse abgeblasen. Bei 50 m/s Geschwindigkeit soll der Schub 45 kg, die Nutzleistung also 30 PS betragen. Der Wirkungsgrad soll besser sein als bei den besten Motoren mit Schrauben, das Einheitsgewicht 0,5 kg/PS und der Preis sehr gering sein. — Aeronautics, Bd. 18, 19. Februar 1920, S. 157 (1 Sp., 2 Sp., 2 Abb.). E. TF. **12.**

Flugzeugbau. Entwicklungsziele des Flugzeugbaues. Der Krieg hat die Flugzeugindustrie gestärkt; die nächste Aufgabe ist, die Flugkunst zu entwickeln. Das Wasserflugzeug muß den Vorsprung des Landflugzeuges einholen. Bei dem Bau von Großflugbooten für die Ozeanflüge hat sich ergeben, daß bei zweckmäßiger Vergrößerung der Nutzlastanteil sich nicht ändert, daß die geringere Wendigkeit großer Flugzeuge eine verminderte Bausicherheit und kleinere Einheitsgewichte der Bauglieder zuläßt, daß durch die Aufteilung der Kraftanlage eine bessere Lastverteilung und Einbeziehen der Motorträger in das Flügelfachwerk möglich wird, endlich, daß die Hülle einfach entsprechend zu den tragenden Lasten vergrößert werden kann. Das beweist eine Darstellung der Flügelflächen und Nutzlasten, abhängig vom Gesamtgewicht für die Flugboote HS2L, H16, F5L und NC1. Die geringe Zahl der Längsspanten und die dreikantigen Außenflossen der HS-Boote kamen für eine Vergrößerung nicht mehr in Frage. Beim H16 schließen sich die Flossen der ganzen Rumpflänge an, die Spanten laufen durch. Vom Kiel zur Flossenkante laufen Versteifungsquerspanten. Diese fehlen beim F5L. Die Gestalt der großen NC-Flugboote beruht auf der Form des Richardsonschwimmers. Hier fehlen die Seitenflossen, das Leitwerk sitzt nicht am Boot, sondern an einem Oberbau, der Rumpf ist mehr schwimmerartig. Diese Bauart ist vergrößerungsfähig. Für geringere Größen verlieren die Schwimmerflugzeuge trotz ihrer besseren Flugeigenschaften und ihrer größeren Sicherheit bei Bruchlandungen an Boden, da die kleinen Flugboote billiger, eleganter, bequemer, im Fluge ruhiger, auf dem Wasser leichter zu führen sind, gedrängtere Sitzanordnung gestatten und sich leichter warten lassen. Beispiel: Curtiss-Seagull, Aeromarine und Vought VE 10. Dagegen hat das Einschwimmer-Flugzeug den Vorzug der Wendigkeit, Schnelligkeit und Landesicherheit. Auch ist der Schwimmer meist gegen Rädergestell zu vertauschen. Da der Führer hinter Schraube, Motor und Behältern sitzt, ist er beim Bruch besser gesichert. Für die Flotte sind kleine Flugzeuge wichtig, die von Deck aus abfliegen können. Die Aeromarine-Gesellschaft will von kleinen Flugzeugen Postsäcke an Dampfer übergeben lassen.

Die Motorenanlage pflegt man immer mehr aufzuteilen, zumal nur wenige gute Motoren zur Auswahl stehen. Mehrere Motoren geben größere Zuverlässigkeit, bessere Regelbarkeit, geringere Größe der Bauglieder und vorteilhafte Lastverteilung. Die NC-Flugboote haben in der Mitte Zug- und Druckschraube; das Martin-Bombenflugzeug hat zwei seitliche Motoren im Flügelfachwerk, das Gallaudet-Flugzeug trägt den Motor im Rumpf, der durch die Druckschraube geteilt wird. Im Schraubenstrahl liegt nur ein Teil des Schwimmers, die Geschwindigkeit ist sehr hoch, aber der Aufbau verwickelt und teuer. Der Curtiss-Eagle hat drei Zugschraubenmotoren, die beiden seitlichen werden jedoch vom Schraubenstrahl der vorderen gestört. Man strebt mehr und mehr nach geschlossenen Sitzräumen, auch für die Mannschaft.

Ein Sternmotor scheint den Flugzeugbauern willkommen zu sein, wie der luftgekühlte Lawrence-Dreizylinder, der sich leicht verkleiden läßt, gut zugänglich ist und Zusammenfassen der Gewichte gestattet.

Die selbsttätige Stabilisierung ist wenig weiterentwickelt worden, hinreichende Eigenstabilität ist leicht zu erzielen. Stromlinienform aller Teile wird angestrebt, doch bietet die Verspannung mit windschnittigen Drähten Schwierigkeiten, obgleich sie leichter und besser herzustellen sind; sie können aber plötzlich brechen und werden noch nicht gut genug gefertigt. Der Loening-Eindecker hat schräge Zugstreben, der Vought-Doppeldecker Diagonalverstrebung, mit den üblichen Tiefenkreuzen, um die Hubseile zu sparen. Normung und Austauschbarkeit der Teile, sogar der Flügel und Ruder, wird angestrebt. — Automotive Industries, Bd. 42, 15. Januar 1920, S. 170/173 (7½ Sp., 14 Abb.). E. TF. **11.**

Flugzeugbeschreibung. Beitrag zur Förderung des Baues von Verkehrsflugzeugen. Der Sablatnig P 3 löst die Aufgabe der Herstellung eines einmotorigen Reise- oder Lastflugzeuges, das sich in 15 min von 2 Mann auf- und abrüsten läßt, zusammengeklappt in einem Waggon zu verladen oder in kleinen Schuppen unterzubringen ist, gute Flugeigenschaften besitzt, die Ladung in der Nähe des Schwerpunktes hat, Sitze für 6 Personen oder Plätze für 2 Sitzende und einen Liegenden, die sich in 5 min entfernen lassen müssen, bequeme Einstiegtür, Überwachung der Kabine durch den Führer, bequeme Verständigung der Reisenden mit dem Führer, keine Brennstoffe im Rumpf, keine Steuer- und Reglerleitungen durch den Laderaum; 1 t Nutzlast, 150 km/h Geschwindigkeit.

Bemerkenswert ist der Momentenausgleich mit einem Hilfshöhenruder statt der üblichen verstellbaren Höhenflosse, die Verspannung des Schirmeindeckers mit beiderseits zwei Streben, das Herunterklappen und Beiklappen der Flügel mittels Hilfsstreben und doppelter Drehung um den vorderen Anschluß am Mitteldeck, die Leitung der Kräfte im Rumpfe um den großen Laderaum herum, die Herstellung der Streben mit unverletzten äußeren Holzfasern durch Zusammenleimen unter Spannung, die nachstellbaren Anschlußbeschläge und der unsymmetrische Einbau des Motors. — Seehase, Flugsport, Bd. 12, 24. März 1920, S. 133/144 (11½ Sp., 28 Abb.). E. TF. **12.**

Flugzeugbeschreibung. Der Avro-Dreidecker, Muster 547, ist ein richtiges Verkehrsflugzeug und ein Schritt näher zum billigen, zuverlässigen Luftverkehr der Zukunft. Der Führer sitzt weit hinten und hat infolge der Anordnung der drei Tragdecken gute Sicht. Auf den Unterflügeln liegt eine geräumige Kabine mit eisenbahnartigen Sitzen für 4 Fahrgäste, einer seitlichen Tür und großen Triplex-Glasfenstern. Wenn die Sitze entfernt werden, bleiben 3,3 m³ für Post oder Fracht. Der auf Zuverlässigkeit und Sparsamkeit umgebaute 160-PS-Beardmore gibt mit 5 Mann bis 122 km/h Geschwindigkeit bei sehr geringem Brennstoffverbrauch. Zur Konstruktion wurden Teile des Avro 504 K verwendet, die überall zu erhalten sind. Die bisherigen Versuche waren erfolgreich.

Spannweite 11,3 m, Länge 9,1 m, Höhe 4,4; Betriebstoffverbrauch bei 122 km/h 41 l/h, also Flugweite 670 km; größte Geschwindigkeit 143 km/h, Schwebegeschwindigkeit 68 km/h. Steigfähigkeit 1,5 km in 15 min, 3 km in 38 min. — Aeronautics, Bd. 18, 4. März 1920, S. 193 (1 Sp., 1 Abb., 1 Zahltaf.). E. TF. **11.**

Flugzeugbeschreibung. Die Supermarine-Flugboote, Bauart A.D., haben Hüllen aus leichten Längsspanten mit Eschenholz-Querspanten und Mahagonibeplankung, also von biegsamer Bauart, haben Gleitflossen, gewöhnliche Doppeldeckerflügel mit vier Stielen in der Mitte, die Motor und Kühler tragen. Die Flügel sind, um mit einem kürzeren Boot auszukommen, um den Vorderholm nach vorn zu klappen. Der 200-PS-Hispano-Suiza hat beständige Störungen an Untersetzungsgetriebe und Schraubennaben gezeigt. Die Flossen des Doppeldecker-Leitwerkes weisen oben, umgekehrtes, unten gewöhnliches Flügelprofil auf. Betriebstoff für 4½ h, Lewis-MG und FT-Einrichtung. Höchstgeschwindigkeit rd. 160 km/h. Zum Reiseverkehr dient das gleiche Flugzeug mit 160-PS-Beardmore, über das noch nichts Genaues bekannt ist.

Das Supermarine-»Baby« war ein kleiner Kampfeinsitzer von 9,3 m Spannweite, 8,0 m Länge, 3,2 m Höhe, 1,68 m Flügeltiefe, 29 m² Tragfläche mit 150-PS-Hispano-Suiza, 0,77 t Leergewicht, 3 h Flugdauer, 0,28 t Ladung, 1,06 t Gesamtgewicht, 178 km/h Geschwindigkeit in Bodennähe, 87 km/h Landegeschwindigkeit.

Ferner sind folgende Flugzeuge im Bau: A. Kleiner Einsitzer für rd. 200 km/h Geschwindigkeit und eine Steigfähigkeit von 8 min für 3 km, nach der Zeichnung ähnlich dem 450-PS-Flugzeug für den Schneiderpokal. B. Zweimotoren-Schulflugboot mit Doppelsteuerung, zwei Sitzen nebeneinander und einem dritten Sitz. Zwei 100-PS-Cosmos-»Lucifer« geben 137 km/h Geschwindigkeit. C. Kleines Reise- oder Postflugboot für einen Führer und z. B. drei Reisende, mit 160-PS-Beardmore. D. Fernverkehrs-Dreideckerflugboot für drei 500-PS-Cosmos-»Jupiter«. Vorgesehen sind ein Kommandant, zwei Führer und 24 Reisende oder 1½ t Postsachen und Fracht; 150 km/h Geschwindigkeit und 4 h Flugdauer. — Aerial Age Weekly, Bd. 10, 26. Januar 1920, S. 570/572 (4 Sp., 3 Lichtbilder, 2 Skizzen, 1 Zahltaf.). E. TF. **11.**

Flugzeugbeschreibung. Caudron-Flugzeuge. Nach dem bekannten G 3 wurden neuerdings vor allem gebaut: C 25, ein »Dreadnought des Luftverkehrs« mit einer einzigen prachtvollen Kabine für 16 Reisende, Waschraum, elektrischem Licht, Blumenvasen usw. usw. Von den drei 250-PS-Canton-Unné-Z9-Motoren mit Zugschrauben sitzt einer im Rumpf, die beiden andern in den Flügeln. Die Querruder haben ein Ausgleichruder mitten zwischen den Flügeln. Spannweite 25 m, Tragfläche 155 m², Gewicht leer 3,40 t, Betriebstoff (für 6 h, 520 l Benzin in 2 Behältern und 50 l Öl in drei Behältern) 0,90 t, Reisende 1,20 t, Gesamtgewicht 5,50 t. Geschwindigkeit 165 km/h.

C 33, ein Turenboot, die Weiterentwicklung des R 11, hat eine Kabine für zwei Reisende und Platz für einen dritten. Zwei 80-PS-Le Rhone mit Zugschrauben in zwei Seitengondeln. Spannweite 15,5 m oben, 14,2 m unten. Tragfläche 46,8 m², Leergewicht 885 kg, Betriebstoff (für 6 h, 100 l Benzin, 21 l Öl) 184 kg, Ladung (Reisende usw.) 316 kg, Gesamtgewicht 1385 kg. Geschwindigkeit 130 km/h.

»Die Franzosen können uns (die Engländer) im Flugzeugbau nichts Neues lehren, aber vielleicht in der Art, die Reisenden durch die Ausstattung anzuziehen.« — Aeronautics, Bd. 18, 19. Februar 1920, S. 156/157 (2 Sp., 4 Abb. des Flugzeuges, der Inneneinrichtung und der Querruderanordnung.). E. FT. **11.**

Flugzeugbeschreibung. Die Vickers-»Atlantic«, für Verkehrszwecke umgebaut, stimmt mit dem »Vimy Rolls« überein, ist mit seiner Stahlkonstruktion für die Tropen und für wechselnde Temperaturen geeignet, hat für seine Nutzlast von über 2,3 t, 12 Personen bei 6 h Flugdauer, recht geringe Abmessungen und dennoch geringe Flächen- und Leistungsbelastung, nämlich 43 kg/m² und 7,5 kg/PS; V-Form 174°, Pfeilstellung 178°; die Steuerung kann beim wagerechten Fliegen, Steigen oder Gleiten losgelassen werden. Kastenholm von Spruce und Sperrholz, mit Stoff umwickelt; Stiele aus hohlem Spruce, im Motorfeld aus runden Stahlrohren mit Holzverkleidung, Rippen aus Spruce. Das Fahrgestell greift unter den Motorböcken an. Rumpfholme vorn mit Stahlrohr, hinten mit Vickers-Ryan-Patent-Holzrohr, alle Verspannungen mit Stahlstäben, außen stromlinienförmig. Brennstoffpumpen mit Flügelradantrieb und Reglerventilen zum Fallbehälter und Überlauf zu den Hauptbehältern. Ruder ausgeglichen; 4½fache Bausicherheit.

Gewichte:	t
Gewicht leer mit Kühlwasser	3,27
Besatzung (2 Führer nebeneinander)	0,16
Brennstoff, 1050 l	0,76
Öl, 82 l	0,08
Wasservorrat, 18 l	0,02
10 Reisende (je 2 nebeneinander)	0,82
Verschiedenes	0,18
Gesamtgewicht	5,29 t

Länge 13,0 m, Höhe 4,6 m, Spannweite 20,4 m, Flügelabstand 3,0 m, Flügeltiefe 3,2 m; Flügeleinstellwinkel 3½°, Flügelfläche 123 m². Geschwindigkeit in Bodennähe 160 km/h, in 1,8 km Höhe 152 km/h, mit einem Motor 106 km/h, beim Ausschweben 68 km/h. Steigfähigkeit 1,8 km in 21 min. Flugstrecke 910 km bei 137 km/h Geschwindigkeit in 1,8 km Höhe. — Aerial Age Weekly, Bd. 10, 2. Februar 1920, S. 600/601 (3 Sp., 2 Abb., 1 Zahltaf.). E. TF. **11.**

Flugzeugbeschreibung. Luftfahrtausstellung in Chicago. Das Amaico-Sportflugzeug der American Aircraft & Supply Works ist klein, billig, sicher und wirtschaftlich, erfordert keinen Monteur, läßt sich leicht handhaben und aufrüsten, da es Stahl-X-Stielverspannung hat, soll 40 bis 90 km/h machen, besitzt ein Fahrgestell aus Sperrholz mit Stoffverkleidung, einen stark verspannten Rumpf, einen eigens gebauten 30-PS-5-Zylinder-Sternmotor mit 82 mm Bohrung, 105 mm Hub mit Luftkühlung und Aluminiumhaube, der rd. 45 kg wiegt und 9 kg/h Brennstoff verbraucht. Die Behälter reichen für 5 h, die Flugweite ist 460 km. Leergewicht 136 kg, Nutzlast 68 kg, Flügelspannweite 6,7 m, Flügeltiefe 1,3 m, Flügelabstand 1,5 m, Flügelprofil: Eiffel 36. Länge 4,7 m, Tragfläche oben 8,9, unten 7,7, zusammen 16,6 m², davon 0,9 m² Querruder, Leitwerkfläche 2,0 m².

Die Brewster-Goldsmith Co. stellt Zündkerzen aus, die Caproni Co. ihren Riesen-Dreidecker von 40 m Spannweite mit drei 400-PS-Motoren, davon einer mit Druckschraube hinter der Gondel, der Aerial Mail Service den ersten JN4, der ein Jahr lang Luftpostdienst getan hat.

Die Curtiss Aeroplane and Motor Corp. zeigt Modelle ihres Windkanals, des NC4 und anderer Flugzeuge, ferner den Achtsitzer Eagle, den 400-PS-Wasp-Dreidecker (Höhenrekord), Oriole-Dreisitzer, Seegull (Dreisitzer-Flugboot), JN4D (Schulflugzeug), 6- und 12-Zylinder-Motoren und den OX5-Motor. Der Eagle soll den Luftverkehr volkstümlich machen, er hat drei Motoren, eine große Kabine, 160 km/h Geschwindigkeit im Fluge, rd. 75 km/h beim Landen, 530 km Flugweite bei Volleistung, gedrosselt 690 km, 18,7 m Spannweite, 11,2 m Länge, 3,8 m Höhe, 72 m² Tragfläche, 3,38 t Gesamtgewicht und 1,05 t Nutzlast. Die Oriole für 2 Reisende mit 150-PS-Curtiss-Motor, 11,0 m Spannweite, 146 km/h Geschwindigkeit,

76 km/h beim Landen, 440 bzw. 670 km Flugweite und 1,07 t Gesamtgewicht bei 0,36 t Nutzlast. Die Seagull ist ein Flugboot entsprechender Größe mit 15,2 m Spannweite, 1,24 t Gesamtgewicht bei 0,35 t Nutzlast, die Geschwindigkeit beträgt 116 bzw. 74 km/h, die Flugdauer 4,8 h bei wirtschaftlicher Geschwindigkeit, die Flugweite 440 km. Der Motor, 150-PS-Curtiss-K6 mit 1700 Uml/min (114 · 152 mm), Aluminiumbauart, wiegt 86 kg und verbraucht 240 kg/PSh. Der K 12 in V-Stellung, gleiche Zylinderabmessungen, leistet bei 2250 Uml/min 375 PS, wiegt 328 kg und verbraucht dasselbe. Der JND4 mit 90-PS-OX5-Motor wird sehr vielseitig verwendet, hat 13,3 m Spannweite, 114 kg/h, beim Landen rd. 70 km/h Geschwindigkeit, rd. 230 kg Flugweite, 0,92 t Gesamtgewicht bei 0,22 t Nutzlast.

Die Dayton-Wright Co. stellt den Sedan OW1 für 3 Reisende mit 180-PS-Hispano-Suiza-E-Achtzylinder aus. Er hat zwei ungestaffelte Tragdecken von 14,0 m Spannweite, 2,0 m Tiefe, 1,7 m Abstand mit dem Profil RAF 15 und 3⁰ Einstellwinkel, ohne V- und Pfeilform, mit zusammen 49 m², davon 5,8 m² Querruder; Höhenflosse 3,7 m², Höhenruder zus. 2,1 m²; Seitenruder (ausgeglichen) 1,5 m². Das Leergewicht beträgt 0,66 t, das Gesamtgewicht 1,13 t die Nutzlast 0,47 t, darunter 100 kg Benzin und 25 kg Öl; Wasserinhalt 33 kg. Die Geschwindigkeit beträgt schätzungsweise 144 bzw. 53 km/h, die Flugdauer 5,4 h, bei sparsamem Fliegen 10,0 h.

Der »KT« mit 420-PS-Zwölfzylinder Liberty hat 6 h Flugdauer, 183 bzw. 84 km/h Geschwindigkeit, steigt 3 km in 10 min. Die Abmessungen der hier um 0,30 m gestaffelten Flügel mit 3⁰ V-Stellung sind etwas geringer als beim vorigen (13,3 m Spannweite, 41 m² Tragfläche). Das Gesamtgewicht beträgt 1,87 t, das Leergewicht 1,22 t.

Die Gallaudet Aircraft Corp. zeigt ihren EL-2-Sporteinsitzer mit zwei 20-PS-»Indian«-Kraftradmotoren und zwei Druckschrauben, die von 2400 auf 1200 Uml/min untersetzt sind. Spannweite 10,1 m, Flügeltiefe 1,4 m. Einhüllen-Rumpf mit dreifachem Spruce. Zwei Sitze nebeneinander, Verspannung mit Patent-Stromliniendrähten, Verspannen ohne Schlösser durch eine Stange. Flugdauer 2 h, Geschwindigkeit 130 bzw. 65 km/h.

Goodyear stellt ein kleines 40-PS-Prallluftschiff »Pony Blimb« aus, nebst allem möglichen Zubehör; die Hamilton Aero Mfg. Co. zeigt Mahagoni-Luftschrauben, John A. Roebling Sons Drähte, Seile, Kauschen usw.; die Floyd Smith Aerial Equipment Co. einen »Lebenspack«, einen auf den Rücken zusammengelegt getragenen Fallschirm, der bei der größten Geschwindigkeit brauchbar sein soll und 6,8 kg wiegt, wovon $^1/_6$ auf den Gurt kommt. Der Pack mißt 610 · 305 · 76 mm. Der Fallschirm kann von Hand oder mit einem Seil am Flugzeug ausgelöst werden.

Das Kriegsministerium zeigt verschiedene Einrichtungen für drahtlose Telephonie und Lichtbildaufnahmen, die Marine das bekannte Flugboot F5L mit zwei 400-PS-Liberty-Motoren, 32,5 m Spannweite, 10 h Flugdauer und 155 km/h Geschwindigkeit. Zur Herstellung wurden 6000 verschiedene Holzteile, 50000 Holzschrauben, 46000 Nägel usw. verwendet. Das Seeflugzeug M2-Baby, ein Eindecker mit zwei Schwimmern, 5,6 m Spannweite und 67 m² Tragfläche. Die Schwimmer aus Aluminiumblech mit geschweißten Spanten sind 3,0 m lang und wiegen je 7,3 kg, sie sind innen mit Leim, außen mit Öl bestrichen. Motor: Luftgekühlter Dreizylinder-60-PS-Lawrence, Flugdauer 2 h. Vollgewicht 227 kg, Geschwindigkeit rd. 150 bzw. 75 km/h.

Außerdem ist die Gondel des Astra-Torres-Luftschiffes mit zwei 150-PS-Renault zu sehen, sowie leichte Reklame-Abwurfartikel und -Leuchtkörper der Sky-Ads Corp. — Aerial Age Weekly, Bd. 10, 5. Januar 1920, S. 443/454 (30 Sp., 14 Abb., darunter 1 Skizze, 3 Zahltaf.). E. TF. **11.**

Flugzeugbeschreibung. Das Short-Sport-Wasserflugzeug ist »für alles« brauchbar, hauptsächlich für Militär- und Verkehrszwecke.

Die zwei Vordersitze mit Doppelsteuerung liegen hintereinander, die zwei hinteren nebeneinander. Das ist für Schulzwecke vorteilhaft. Die Sicht und das Schußfeld von den Rücksitzen sind ausgezeichnet. Für Schulzwecke wird ein 160 PS-»Beardmore«-Motor eingebaut, da Sparsamkeit mit Brennstoff notwendig ist. Für den Krieg oder für hohe Leistungen wird der 240 PS-Siddeley-»Puma« verwendet.

Das Flugzeug ist auch zum Befördern von Reisenden oder kleiner Mengen Frachtgut brauchbar und entspricht den Anforderungen des Sportmannes, der ein Flugzeug wünscht, in dem er fliegen lernen und seine Freunde mitnehmen kann, wie des erfahrenen Führers, zum Befördern von Reisenden und zum Erteilen von gewerbsmäßigem Flugunterricht, und von Firmen, die an Flüssen und Seen Zweigniederlassungen haben und ihre Leiter, Pakete und Post rasch befördern sollen.

Um das Landen und Abfliegen zu erleichtern, ist die Fluggeschwindigkeit unter das erreichbare Maß herabgesetzt.

Das Flugzeug ist nach dem Short-Patent-Flügelklappsystem eng zusammenlegbar, kann daher in einem sehr kleinen Schuppen untergebracht werden.

Um das Flugzeug zu Wasser zu lassen, wird durch Löcher in den Schwimmern eine Achse gezogen, an deren Enden Räder angesetzt werden, dann kann das Flugzeug leicht von 2 bis 3 Mann bedient werden. Um die Beweglichkeit zu erhöhen, wird am Schwanzende ein abnehmbares Rad befestigt. Die Schwimmer sind Short-Bauart, sind fest und steif, aber leicht. Der gekrümmte Schwimmerboden ermöglicht schnelles Abwassern, setzt den Landestoß weitgehend herab und ist beim Zuwasserlassen wertvoll, weil der Boden nicht auf die Erde stößt, da nur die als Kufen ausgebildeten, mit Metall beschlagenen, seitlichen Leisten der Schwimmer abgenutzt werden.

Bei der Auswahl des Motors wurde die praktische Bewährung dem niedrigen Einheitsgewicht vorgezogen. Der 160 PS-Beardmore ist ein wassergekühlter Sechszylinder-Reihenstandmotor, leicht zugänglich und einfach im Aufbau. Der Flugzeugbesitzer kann ihn selbst leicht warten, wie einen gewöhnlichen Kraftwagenmotor.

Motor:	
Beardmore, Leistung	160 PS
Höchstleistung	200 PS
Betriebsstoff:	
Benzin (für 3 h Flugdauer)	159 l
Öl	14 l
Abmessungen:	
Spannweite	13,41 m
zusammengeklappt	4,57 m
Länge	10,06 m
Höhe	3,66 m
Flügelfläche	46,40 m²
Flächenbelastung	30,3 kg/m²
Leistungsbelastung	6,80 kg/PS
Insassen:	
1 Führer, 3 Fluggäste	
Flugleistungen:	
Flugweite	434 km
Fluggeschwindigkeit	134 km/h
Steigfähigkeit	3 km in 35 min
Gewichte:	
leer	0,950 t
Benzin	0,116 t
Öl	0,014 t
Kühlwasser	0,036 t
Führer	0,073 t
Fluggäste und Fracht	0,218 t
Gesamtgewicht	**1,407 t**

Aeronautics. Bd. 18, 5. Februar 1920, S. 125 (1½ Sp., 1 Abb.) Sm. FT. **8.**

Flugzeugmechanik. Änderung der Motordrehzahl mit der Fluggeschwindigkeit. Trägt man die Luftschraubendrehzahl abhängig vom Fortschrittsgrad, beide bezogen auf die entsprechenden Werte für besten Wirkungsgrad, auf Grund von Versuchen auf, so ergibt das Produkt dieses Drehzahlverhältnisses und des Fortschrittgradverhältnisses sogleich das Verhältnis der Geschwindigkeiten für den augenblicklichen und den normalen Zustand; auch über diesem Wert wird das Drehzahlverhältnis aufgetragen. Das »Aufholen« ist bei Luftschrauben mit großer Steigung stärker, weil dann der wirksame Anstellwinkel sich mit wechselndem Fortschrittsgrad am meisten ändert. Dieser Nachteil wirkt dem Vorteil hohen Wirkungsgrades der untersetzten Schrauben mit großer Steigung entgegen.

Die Drehzahl ist am kleinsten, wenn der Fortschrittsgrad etwa die Hälfte des Betrages für größten Wirkungsgrad hat. Eine weitere Verminderung der Geschwindigkeit hätte also bei gleichbleibender Drehzahl vermindertes Drehmoment zur Folge, im Einklang mit der Betrachtung der Vorgänge am Schraubenflügelelement. Die Drehzahl sinkt jedoch nur 10 vH unter den Bestwert, während sie bei Vergrößerung des Fortschrittsgrades um 30 bis 40 vH sehr stark ansteigen kann. Beim Aufzeichnen der Kurven für die »verfügbare Leistung« pflegt man die Nennleistung des Motors mit dem Wirkungsgrad für den betreffenden Fortschrittsgrad zu multiplizieren. Das ist falsch, weil die Motorleistung von der Drehzahl, das Schraubendrehmoment auch von der Fluggeschwindigkeit abhängt. Man hat die Kurven der verfügbaren Leistung also punktweise durch Multiplizieren mit dem Drehzahlverhältnis zu berichtigen. Dadurch wird der Größtwert der Leistung zu höheren Geschwindigkeiten hin verschoben. Im praktisch-wichtigen Bereich beträgt die Änderung jedoch höchstens 5 vH.

Bei zu großer Geschwindigkeit geht der Motor durch. Wenn nicht gedrosselt wird, kann der Motor Schaden leiden und die Schraube platzen. Das Drehmoment des Motors nimmt dabei aber ab, da die innere Reibung wächst und der volumetrische Wirkungsgrad abnimmt. Nimmt man nicht das Drehmoment, sondern die Drehzahl von der Geschwindigkeitsänderung unabhängig an, so ist die Wirkungsgradkurve im Verhältnis der Quadrate der Drehzahlen (?) zu vermindern. Das gibt beträchtlich kleinere Werte.

Nimmt man anderseits die Leistung von der Geschwindigkeit unabhängig an, so hat man die Geschwindigkeitsverhältnisse der Kurven mit der ²/₃ten Potenz des Drehzahlverhältnisses zu vergrößern. Das wirkliche Verhalten liegt in der Mitte zwischen diesen beiden Annahmen, entspricht also ungefähr dem üblichen Verfahren, die Motorleistung als von der Drehzahl unabhängig zu betrachten. Für kleinere Geschwindigkeiten erhält man dagegen schlechtere Leistungen.

Eine »Geschwindigkeitsschraube« wird also beim Steigen schlecht, eine »Steigschraube« bei hohen Geschwindigkeiten, wenn man den Motor durchgehen läßt, wesentlich besser wirken, als die übliche Berechnungsart anzeigt. — Warner, Automotive Industries, Bd. 42, 22. Januar 1920, S. 310/313 (6½ Sp., 3 Abb., 1 Anhang mit Formeln). E. TF. 11.

Flugzeugteile. Mit der Maschine hergestellte Seilendverbindungen. Kurz vor dem Waffenstillstand wurde auf dem McCook-Feld eine »Wickelmaschine« der Edstrom Machinery-Gesellschaft in Chicago mit bestem Erfolg geprüft. Sie biegt das Seil zu einer Schleife, heftet diese mit zwei Windungen weichen Drahtes, die beim Wickeln wieder abgestreift werden, und legt nach dem Einfügen der Kausche und Einklemmen des Seiles den Wickeldraht (mit Zwischenräumen zum Löten) auf. Schäkel und Spannschlösser können in der Maschine angebracht und in der Öse befestigt werden. Nach Prüfungen ist die Zugfestigkeit der Enden etwa die doppelte wie beim Handwickeln, nämlich ohne Lötung 71 bzw. 52 vH der Seilfestigkeit, die stündliche Leistung die doppelte bis dreifache. — Aerial Age Weekly, Bd. 10, 5. Januar 1920, S. 455 (2 Sp., 2 Abb.). E. TF. 11.

Flugzeugteile. Flugzeug mit diagonalen Rudern. Die Stacy Airplane Co., Dayton, Ohio, hat kürzlich erfolgreiche Versuche mit einem Einsitzer-Doppeldecker gemacht, bei dem zwei Ruder an schräg nach hinten gerichteten, in Kugellagern laufenden, mit Hebeln vom Führersitz aus drehbaren Holmen sitzen. Nach der Abbildung handelt es sich um eine Vereinigung von Höhen- und Querrudern, da außerdem nur noch Seitenruder und Kielflosse vorhanden sind. — Aerial Age Weekly, Bd. 1, S. 439 (1½ Sp., 1 Lichtbild des Flugzeuges). E. TF. 11.

Luftschraubenbau. Die Schwierigkeiten beim Auswuchten von Luftschrauben aus vierfach gesägtem Holz beruhen auf dem wechselnden Dichteunterschied der Enden der einzelnen Dickten. Die Versuchsanstalt für Forsterzeugnisse hat von 208 Schrauben 41 wegen ungenügender Auswuchtung zurückgewiesen. Metallverkleidung kann zum Ausgleich herangezogen werden. Schrauben aus flach gesägten Brettern lassen sich leichter auswuchten. Die Dichte hängt vom Wuchs des Baumes ab. Auf 2,4 m wechselt sie zuweilen um 6 vH. Die Änderung ist in radialer Richtung am größten, vor allem in der gemäßigten Zone, insbesondere bei weißer Eiche, nach einer Statistik im allgemeinen 10 bis 20 vH. Das Kernholz weist größere Änderungen auf. Auch seitliche Dichteänderungen in den Dickten können wegen der verschiedenen Materialwegnahme das Auswuchten erschweren. Man muß also Kern- und Splintkante abwechselnd legen und vor dem Sägen mit Unterscheidungszeichen versehen. — Horn. Aerial Age Weekly, Bd. 10, 2. Februar 1920, S. 601/602 (2½ Sp., 1 Darstellung der radialen Dichteänderungen, 1 Zahltaf. der Dichteänderungen). E. TF. 11.

Materialbearbeitung. Das Härten von Stahl im Einsatz erfordert zunächst sorgfältige Auswahl des Materials (einfacher Kohlenstoffstahl oder legierter Stahl, z. B. 23 vH Nickel, am besten mit nicht mehr als 10 vH Kohlenstoff.) Der Stahl muß innerlich und äußerlich rein sein. Fremdeinschlüsse geben Risse beim Abkühlen. Geringer Schwefel- und Phosphorgehalt genügt nicht, das Mikroskop darf keine streifigen oder verästelten Risse zeigen. Die Einsatzmasse ist weniger wichtig. Am stärksten wirkt organische Kohle, Kohlenoxydgas (z. B. unter Druck) gibt allmählichen Übergang. Auch die besten Pyrometer zum Überwachen der Temperatur müssen oft geeicht werden und die Temperatur an der Oberfläche des Werkstückes anzeigen. Die Einsatztemperatur soll wenig über dem »kritischen Punkt« der Kohlenstoffauflösung (900⁰ bei reinem Eisen, rd. 700⁰ bei 1 vH Kohlenstoff) liegen. Damit das Innere nicht brüchig wird, muß das Stück nach dem Kühlen wieder erhitzt und abgeschreckt werden. Das erste Kühlen muß wegen der Verschiedenheit der äußeren harten (Ferrit- und Zementitschichten) und der inneren weichen (einzelne Ferrit-Zementitstellen in der Ferritmasse) Teile, die sich leicht scharf gegeneinander abgrenzen, gleich nach dem Einsetzen recht rasch geschehen. Wenn das nicht geht, kühle man langsam auf rd. 700⁰.

Bei stark wirkenden Einsatzmitteln bildet sich leicht ein Zementitnetzwerk, das zu Rissen Anlaß gibt. Dann kann langsames Kühlen außen Anreicherung bis zu 0,9 vH Kohlenstoff mit allmählichem Übergang zum unveränderten Innern geben. Bei 3 vH-Nickelstahl genügt als Einsatz- und Glühtemperatur 800⁰. Hier ist Wiedererhitzen daher unnötig. Verwendet man jedoch wegen der langsamen Kohlenstoffaufnahme höhere Einsatztemperatur, so verhindert langsames Abkühlen unter die Temperatur des nachfolgenden Glühens die Bildung des Zementit-Netzwerkes. — Rosenhain. Automotive Industries, Bd. 42, 8. Januar 1920, S. 74/76 (5½ Sp., 2 Abb. von Mikrophotogrammen der im Einsatz gehärteten Außenansicht). E. TF. 11.

Meßgerätebeschreibung. Navigation von Flugzeugen. Das »Zenital«, Bauart Mortier, besteht aus einem mehrfach gebrochenen Fernrohr, das im allgemeinen entweder nach unten oder zum Zenit gerichtet ist, sich jedoch um eine wagerechte und eine senkrechte Achse meßbar drehen läßt. Die senkrechte Richtung und die Achse des Flugzeuges werden durch drei Punkte in einer Linie sichtbar gemacht, die durch Spiegelung einer Lichtquelle an der blanken Spitze eines kräftefreien (?) Kreisels unabhängig von Drehungen des Flugzeuges angezeigt werden soll. Mit dem Gerät sollen sich die überflogenen Punkte, die Abdrängung (Abtrift), die Geschwindigkeit über Grund genau bestimmen lassen. Bei Nacht soll sich durch Anzielen von leuchtenden Erdpunkten oder durch Abwerfen von Leuchtbomben 2 km Genauigkeit erzielen lassen. Das Gerät wird für die französische Technische Luftfahrtabteilung gebaut.

Das »Dromometer«, Bauart Mortier, das in nicht näher angegebener Weise mit bekannten feinmechanischen Hilfsmitteln die Änderungen des geographischen Ortes aus der Eigenbewegung gegen die Luft und der Luftbewegung anzeigen soll, ist noch nicht ausgeführt. — Mortier. La Vie Technique et Industrielle, Januar 1920, S. 282/284 (6 Sp., 1 Abb. des »Zenital« und 1 Schnittschema). E. TF. 11.

Meßgerätekunde. Technische Anwendungen der Kreiselbewegung. Ein oberhalb seines Schwerpunktes aufgehängter Kreisel mit wagerechter Achse wirkt als Kompaß, mit senkrechter Achse als Kreiselpendel (von beiden werden die Schwingungen, jedoch ohne den Einfluß der Dämpfung und nur für besondere Arten der Störung, berechnet). Eine besondere Form des Kreiselpendels ist das Kreisellot, das z. B. bei Flugzeugen in Wolken und Nebel die wahre Lotlinie anzeigen soll. Der Kreisel ist hier, mit dem Schwerpunkt wenig unter der Drehachse, kardanisch aufgehängt. Seine Achse beschreibt bei gleichförmiger, stets gleich gerichteter wagerechter Beschleunigung einen Kreiskegel um die scheinbare Lotlinie. Gegenüber dieser Bewegung sind die weiteren kleinen Zitterschwingungen zu vernachlässigen. Bei einer Kreisbewegung des Fahrzeuges (Kurve des Flugzeuges) überlagert sich dieser Schwingung eine ähnliche erzwungene Schwingung. Resonanz tritt bei den praktischen Ausführungen nicht ein, im Gegensatz zu dem gewöhnlichen Pendel. (Die Berechnung erfolgt nur für diese einfachen Fälle, bei der Kurve unter der Annahme, daß der Kreisel anfangs in der Richtung der scheinbaren Lotlinie steht; das ist aber gerade nicht erwünscht und entspricht nicht den tatsächlichen Verhältnissen.) Das Kreisellot kann auch, genau wie der Kreisel in der Geradlaufvorrichtung der Torpedos, zum Verschieben der Steuerung von Rudermaschinen und damit zum Stabilisieren von Flugzeugen verwendet werden. — Lorenz. Erweiterter Sonderdruck aus der Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure 1919, Abschnitte 8 bis 10, S. 64/70, vor allem Seite 84/90 (6 Sp., 2 Abb.). E. TF. 11.

Motorbeschreibung. A.M.U.A.L.-Motoren. Die »Etablissements A.M.U.A.L.« bauen drei Achtzylinder-V-Motoren, den 350 PS-MJ5, den 400 PS-MJ6 und den 600 PS-MJ7, der erste mit 65⁰, die andern mit 90⁰ V-Stellung, Zylinderabmessungen 150 · 200, nur beim dritten 180 · 210 mm. Gewicht der beiden ersten 365 kg. Betriebsdrehzahl 1400, nur beim zweiten 1450 Uml/min. Bei Verwendung einer »Luftturbine« zum Kühlen der Auspuffventile leistet MJ7 bei 1800 Uml/min 800 (700?) PS. — Aeronautics, Bd. 18, 19. Februar 1920, S. 157 (½ Sp., 1 Abb. des MJ7). E. TF. 11.

Motorteile. Für Flugmotoren kennzeichnende Vergaserverhältnisse. Aus den Versuchen im Höhenprüfstand des Eichamts über die Abhängigkeit der Motorleistung von Luftdruck und Temperatur mit Rücksicht auf die Änderungen im Verhalten des Vergasers und auf den Einfluß der Vergasereigenschaften selbst ergibt sich: 1. Das Gemischverhältnis sollte für alle Drücke dasselbe sein und der Höchstleistung entsprechen. 2. Die Änderung der Brennstoffzähigkeit mit der Temperatur hat großen Einfluß. 3. Vergaser ohne Luftdruckeinstellung bedingen Brennstoffverschwendung. 4. Warmes Gemisch vermindert die Leistung und erhöht den Verbrauch, wenigstens bei den im Kriege üblichen Brennstoffen.

Bei den Versuchen mit einem 150-PS-Hispano-Suiza A wurden die vom Motor »gepumpte« Luftmenge, der Druckunterschied zwischen Vergaser und Einlaß, der Brennstoffverbrauch und das Gemischverhältnis für verschiedene Vergaser, abhängig vom Druck, die Bremsleistung abhängig vom Gemischverhältnis (Einfluß nimmt mit wachsender Dichte zu), der schädliche Einfluß einer Vorwärmung des Ansaugrohrs (der mit der Luftdichte abnimmt) usw. bestimmt. — Tice. Aerial Age Weekly, Bd. 10, 19. Januar 1920, S. 536/537 u. 544 (4½ Sp., 9 Abb.). E. TF. 11.



III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Marokko.

Nach einer Bekanntmachung des Reichsministers des Auswärtigen im Deutschen Reichsanzeiger vom 27. Februar 1920 hat Marokko seinen Beitritt zur Berner Internationalen Urheberrechtsübereinkunft erklärt.

Anmeldungen von Patenten.

Ausgelegt am 29. 3. 20. Einspruch bis 29. 5. 20.

77h, 5. A. 28879. Albatros Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen m. b. H., Berlin-Johannisthal. Rumpfhülle für Bootskörper, Kabinen u. dgl. bei Luftfahrzeugen. 21. 12. 16.

77h, 5. K. 62031. Herbert Kühne, Berlin-Johannisthal. An Schienen verstellbarer Sitz für Luftfahrzeuge. 16. 3. 16.

77h, 5. W. 45868. Ago-Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Gewehranordnung für Flugzeuge mit Drehgestell. 24. 10. 14.

Erteilte Patente.

Ab 29. 3. 20.

77h, 2. 298927 »K«. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Spitzenversteifung für Pralluftschiffe. 28. 3. 15. L. 43069.

77h, 2. 298938 »K«. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Vorrichtung zur Fesselung von Pralluftschiffen. 16. 4. 15. L. 43129.

77h, 2. 299047 »K«. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Anordnung von Schotten für Pralluftschiffe. 20. 4. 15. L. 43138.

77h, 4. 298939 »K«. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Schutzabdeckung gegen Verletzungen der Gashülle von Luftschiffen. 28. 3. 15. L. 43070.

77h, 5. 300048 »K«. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Mehrdecker-Flugzeug. 28. 6. 14. R. 40956.

77h, 5. 300049 »K«. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Mehrdecker-Flugzeug; Zus. z. Pat. 300048. 1. 8. 14. R. 41180.

77h, 5. 321247. Jean Gabriel Joseph Meugniot und André Charles Marie Meugniot, Arc-les-Gray; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. Flugzeug, dessen Flächen zu seiner Stabilisierung untereinander verbunden sind. 30. 4. 11. M. 44431.

77h, 5. 321248. René Arnoux, Paris; Vertr.: Dipl.-Ing. B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. Vorrichtung zur Erzielung eines stets gleichbleibenden Auftriebes von Flugzeugen. 15. 11. 12. A. 23053.

77h, 5. 321249. Henri Mainguet, Paris; Vertr.: A. Elliot. Pat.-Anw., Berlin SW. 48. Allseitig schwingbarer Steuerhebel. 20. 4. 10. M. 41040. Belgien 20. 4. 09.

77h, 5. 321289. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Johannisthal. Traggerüst für Motor und Führer- und Begleitersitze von Flugzeugen. 23. 5. 14. Sch. 47126.

77h, 9. 300181 »K«. Anthony H. G. Fokker, Schwerin i. M. Fahrgestell für Flugzeuge. 18. 7. 14. F. 39210.

77h, 15. 298940 »K«. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Haltegurt für Pralluftschiffe. 14. 4. 15. L. 43122.

77h, 15. 321396. Theodor Steffen, Hamburg, Billh. Röhrendamm 111, und Jonny Rühl, Aachen, Mariabrunnerstr. 28. Bombenabwurfvorrichtung für Flugzeuge. 11. 3. 19. St. 31792.

77h, 15. 321397. Julius Pintsch A.-G., Berlin. Einrichtung zum Regeln des Torpedoneigungswinkels beim Schießen von Torpedos von Flugzeugen aus. 20. 4. 18. P. 36652.

77h, 15. 321398. Julius Pintsch A.-G., Berlin. Einrichtung zum Regeln des Torpedoneigungswinkels beim Schießen von Torpedos vom Flugzeug aus; Zus. z. Pat. 321397. 4. 7. 18. P. 36885.

Gebrauchsmuster.

Ab 29. 3. 20.

77h. 670311. Mercur Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Kardanschubstangensteuerung. 27. 2. 17. M. 56719.

77h. 735218. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Leitungs- und Gestängeanordnung für Flugzeuge. 26. 2. 20. S. 43970.

77h. 735219. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Flossenspant für Flugzeuge. 26. 2. 20. S. 43971.

77h. 735220. Sablatnig-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. Hilfsstrebe für Flugzeuge. 26. 2. 20. S. 43972.

77h. 735477. Otto Hintze, Berlin-Pankow, Mühlenstr. 15. Verstellvorrichtung für Flugzeugtragflächen. 26. 9. 19. H. 80687.

Verlängerung der Schutzfrist.

46c. 655084. Norddeutsche Kühlerfabrik G. m. b. H., Berlin. Kühlerblock usw. 14. 10. 16. N. 15860. 29. 9. 19.

46c. 662164. Jos. Wyß, Köln, Schildergasse 110. Kurbelwellenlagerkühlung usw. 26. 2. 17. W. 48400. 25. 2. 20.

46c. 662167. Jos. Wyß, Köln, Schildergasse 110. Entkompressionsvorrichtung usw. 26. 2. 17. W. 48403. 25. 2. 20.

46c. 662169. Jos. Wyß, Köln, Schildergasse 110. Schieber- und Kolbenschmierölpumpe usw. 26. 2. 17. W. 48405. 25. 2. 20.

46c. 662170. Jos. Wyß, Köln, Schildergasse 110. Rollenlagerung usw. 26. 2. 17. W. 48406. 25. 2. 20.

46c. 726201. Jos. Wyß, Köln, Schildergasse 110. Vorrichtung zur Kühlung der Kurbelzapfen usw. 26. 2. 17. W. 48391. 25. 2. 20.

77h. 665461. Norddeutsche Kühlerfabrik G. m. b. H., Berlin. Verschraubung für Flugzeugkühler usw. 18. 10. 16. N. 15867. 29. 9. 19.

Änderungen in der Person des Inhabers.

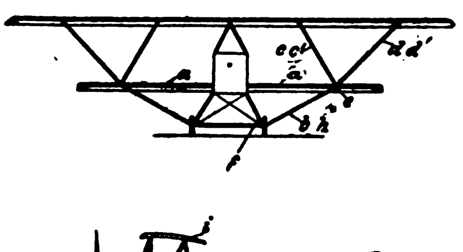
Eingetragene Inhaber der folgenden Patente sind nunmehr die nachbenannten Personen:

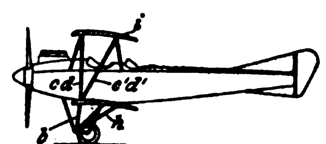
46c. 319435. Friedr. Krupp Akt.-Ges., Germaniawerft, Kiel-Garden.

77h. 303594, 303595. Geka-Werke Offenbach Dr. Gottlieb Krebs, Offenbach a. M.

Erteilte deutsche Patente.

77h, 5. 299738. Spanndrahtlose Tragdeckversteifung. Hans Krause in Danzig-Langfuhr und Alexander Dinslage in Danzig. Patentiert im Deutschen Reiche vom 18. Mai 1916 ab.



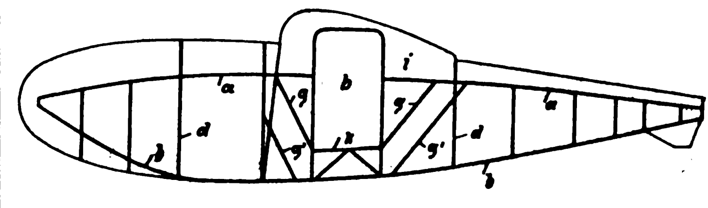


Zu Nr. 299738.

Patent-Anspruch:

Spanndrahtlose Tragdeckversteifung für Doppel- oder Mehrdecker mit zwischen den Tragdecken liegendem Rumpf, dadurch gekennzeichnet, daß von dem Fahrgestell nach äußeren Punkten der unteren Tragdecke schräge Streben *b* und von den dadurch gebildeten Knotenpunkten *e* weitere Streben *c*, *c'* und *d*, *d'* nach der oberen Tragdecke geführt sind, so daß die Strebenversteifung der Tragflächen ein freies Gesichtsfeld zu beiden Seiten des Rumpfes beläßt.

77h, 5. 319462. Flugzeug mit geschlossener Fahrzelle. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H. in Leipzig. Patentiert im Deutschen Reiche vom 4. April 1919 ab.



Zu Nr. 319462.

Patent-Anspruch:

Flugzeug mit geschlossener Fahrzelle, dadurch gekennzeichnet, daß die seitliche Einsteigöffnung über den oberen Rumpfholm *a* hinausgeführt ist und die durch dessen Unterbrechung bedingte Schwächung aufgehoben wird durch Streben *g*, *g'*, die vom oberen Rumpfholm *a* nach dem unteren Holm *b* und dem mit diesem verstrebten Sohlenschenkel *k* niedergeführt sind.

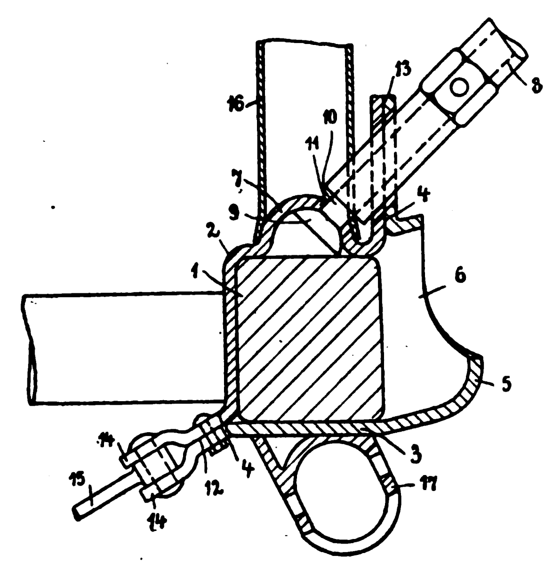
77h, 5. 319217. Eckverbindung für Flugzeuge. Rumpler-Werke G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 27. Oktober 1916 ab.

Patent-Ansprüche:

1. Eckverbindung für Flugzeuge, aus zwei um einen Rumpfholm gelegten Beschlagstücken bestehend, dadurch gekennzeichnet



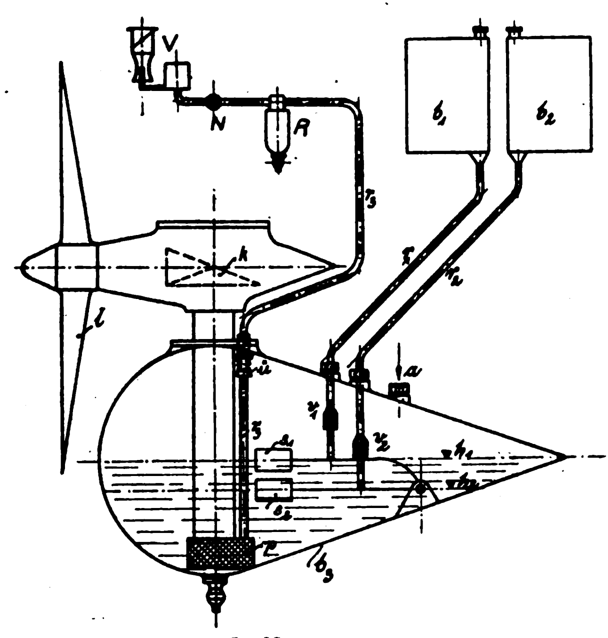
daß die Teilfuge zwischen den beiden Beschlagstücken 2 und 3 nach einer Diagonalebene angeordnet und das eine Beschlagstück 3 mit einem offenen Ausbau 5 zum Anschluß des Tragflächenholmes, das andere 2 hingegen mit einem kugelpfannenförmigen, bis auf die Durchlaßöffnung 11 geschlossenen Ausbau 7 zum Anschluß des Tragkabels versehen ist, derart, daß das Kabelendstück 10 vor dem Zusammensetzen der beiden Beschlagstücke 2 und 3 an seinen Platz gebracht werden kann, während der Tragflächenholm erst nach Fertigstellung der Eckverbindung eingehängt wird, um bis dahin die Handhabung des Beschlagteiles 3 zu ermöglichen.



Zu Nr. 319217.

2. Eckverbindung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß das mit seinem pfannenförmigen Ausbau 7 zur Aufnahme des Tragkabelendstückes 8 dienende Beschlagstück 2 mit dem nämlichen Ausbau 7 gleichzeitig zur Führung für das Rumpfrohr 16 benutzt ist, das die in die Richtung des Rohres 16 fallende Komponente des Kabelzuges aufnimmt.

77h, 5. 319362. Brennstoffpumpenanordnung für Luftfahrzeuge. Dipl.-Ing. Otto Schwager in Charlottenburg. Patentiert im Deutschen Reiche vom 24. Oktober 1918 ab. — Die Erfindung betrifft eine unterhalb der Brennstoffbehälter, z. B. im Fahrgestell, angeordnete Brennstoffpumpe für Luftfahrzeuge.



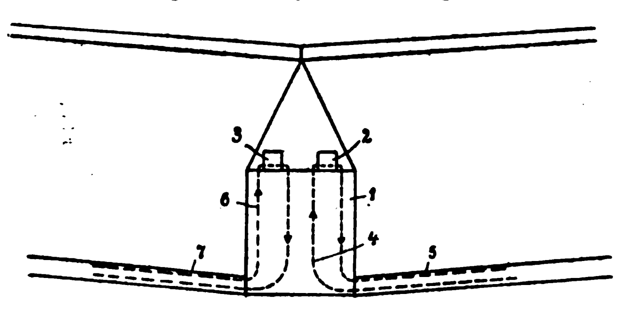
Zu Nr. 319362.

Die bisher bekannten, unterhalb der Brennstoffbehälter im Fahrgestell angeordneten Brennstoffpumpen besitzen den Nachteil, Stopfbüchsen zu bedürfen, die schwer dicht zu halten sind bzw. zum Fressen Anlaß geben. Bei den unmittelbar an im Flugzeug eingebauten Brennstoffbehältern angeordneten Brennstoffpumpen mit nach oben herausgeführtem Antrieb ist der Pumpenantrieb für den Gebrauch des Flugzeuges, z. B. für den Maschinengewehrschützen, störend.

Nach der Erfindung sind beide Nachteile dadurch vermieden, daß die Brennstoffpumpe in einem unterhalb der Behälter im Fahrgestell des Flugzeuges angeordneten Hilfsbehälter untergebracht ist, in dem durch an sich bekannte Mittel (Schwimmer- oder Flüssigkeitsverschluß) ein bis zum Leerfördern des oder der Hauptbehälter gleichbleibender Flüssigkeitsspiegel gehalten wird. Sollen mehrere Behälter nacheinander leer gefördert werden, so sind eine der Behälterzahl entsprechende Anzahl Schwimmerventile bzw. Flüssigkeitsverschlüsse vorzusehen, deren gleichbleibende Flüssigkeitsspiegel in verschiedenen Höhen liegen. Die einzelnen Behälter werden dann vom höchsten Flüssigkeitsspiegel anfangend der Reihe nach leer gefördert, so daß sich jegliche Umschaltung von einem auf den anderen Behälter erübrigt.

77h, 5. 319284. Flugzeug mit Hohlräumen in den Tragflächen zur Mitnahme von Lasten. Rumpler-Werke G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 7. Mai 1916 ab. — Es ist bereits bekannt, Flugzeuge in den Tragflächen mit Hohlräumen zur Mitnahme von Lasten zu versehen. Das Wesen der Erfindung liegt somit in der Verbindung des Tragflächenhohlraumes mit der zum Maschinengewehr führenden Fortsetzung. Durch diese Einrichtung wird erreicht, daß entweder von der Mitnahme eines besonderen Patronenkastens ganz abgesehen werden kann oder ein etwa doch mitzuführender Patronenkasten lediglich zur Reserve dient und daher verhältnismäßig klein ist. Durch die Erfindung wird also den Erfordernissen geringsten Gewichtes und bester Raumausnutzung gleichzeitig genügt.

Sind, um den Gefechtswert des Flugzeuges weiter zu erhöhen, zwei oder mehr Maschinengewehre vorgesehen, so wird der zugehörige Patronenvorrat in verschiedenen Tragflächen oder in verschiedenen Abteilungen der Tragflächen untergebracht.



Zu Nr. 319284.

Auf der Zeichnung ist die erfundene Einrichtung schematisch dargestellt.

Oben auf dem Rumpf 1 befinden sich die Maschinengewehre 2 und 3. Der zum Maschinengewehr 2 gehende Patronengurt 4 ist in der rechten Tragfläche 5 zwischen deren oberer und unterer Bekleidung untergebracht, ähnlich der zum Maschinengewehr 3 gehende Patronengurt 6 in der linken Tragfläche 7. Wegen der großen Ausdehnung der Tragflächen besteht die Möglichkeit, in jeder derselben einem dem Bedarf vollständig genügenden Patronenvorrat unterzubringen.

77h, 5. 319150. Feuersichere Bekleidung von Metallteilen von Luftfahrzeugen. Ernst Adolf Bernhard in Berlin. Patentiert im Deutschen Reiche vom 16. Februar 1918 ab. — Gegenstand der Erfindung ist eine feuersichere Bekleidung von Metallteilen, welche für Flugzeuge, Luftschiffe oder deren innere Einrichtung benutzt werden. Die Erfindung besteht darin, daß Metallteile bekannter Art, z. B. Tragteile, wie Winkel, U- oder T-Stücke mit einer mit Asbest o. dgl. umsponnenen Aluminium- oder Maschenform fest umspannt werden. Eine solche feuersichere Umschnürung kann in ihrem Metallkern aus festerem Material bestehen als dasjenige, aus welchem das zu umschnürende Bauelement gebildet ist. Das letztere kann z. B. Stahl, Flußeisen, Aluminium gewöhnlicher Handelsware sein, während seine feuersichere Umschnürung in ihrem Metallkern aus Draht von besonderer festerer Beschaffenheit, sei es Aluminium, sei es Stahl, besteht. Auch kann das zu umschnürende Bauelement aus Aluminium, die Umschnürung in ihrem Kern hingegen aus Stahl bestehen. In jedem Fall wird also durch den Umschnürungskern eine größere Tragfähigkeit des Bauelementes erzielt, ohne daß dieselbe mit einer entsprechenden Gewichtsvermehrung verbunden ist. Durch die Erfindung wird daher in zweifacher Hinsicht eine größere Widerstandsfähigkeit des Bauelementes erreicht. Erstens durch die Feuersicherheit des Asbestes, zweitens durch den Metallkern der Asbestumschnürung. Beide Vorteile sind miteinander vereinigt. Es ist nicht erforderlich, daß die Drahtumspannung mit Asbest umsponnen ist, der Asbest kann auch in beliebiger Form zwischen Metallteil und Drahtumspannung vorgesehen werden. Auch ist der Gegenstand der Erfindung auf Gegenstände der inneren Einrichtung von Luftschiffen oder Flugzeugen anwendbar, z. B. können Benzingefäße, Metallflaschen o. dgl. auf diese Weise eine größere Widerstandsfähigkeit erlangen.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 15. Mai 1920 Heft 9

Zur Wertung von Höhenrekorden.

Nach einem Vortrag auf dem „Flugtechnischen Sprechabend" der WGL am 12. März 1920.

Von E. Everling.

Inhalt: Es wird vorgeschlagen, Höhenrekorde nur nach dem technisch richtigen Maß der tatsächlichen Flugleistung, also nach der kleinsten erzielten Luftdichte zu werten; statt des wenig anschaulichen Luftdichtewertes wäre aber mit Rücksicht auf die breite Öffentlichkeit und auf die Werbekraft der Gipfelleistungen eine Höhe anzugeben. Diese Höhe stellt also nicht die wirkliche Entfernung vom Erdboden oder vom Meeresspiegel oder ein Maß des Luftdruckes dar, sie ist vielmehr ein anschauliches Maß für die Luftdichte, das durch Übereinkunft festzulegen ist. Eine einfache Beziehung zwischen Luftdichte und Höhe wird vorgeschlagen.

Das Fliegen war erst ein Traum, dann ein Wagnis, bald darauf ein Sport, später eine Technik, weiter eine Waffe; jetzt ist es ein Wunsch, in Zukunft eine Selbstverständlichkeit. Der Flugsport hat uns das Reizmittel des Sportsmannes, den Rekord, beschert. Sache der Flugtechnik ist es, Rekorde richtig zu werten. Dazu sollen diese Zeilen beitragen.

Als man bis zur Höhe der Hausdächer flog, war es üblich, aber keineswegs berechtigt, Höhenrekorde vom Boden aus zu zählen; die Höhe wurde einfach am Barographen abgelesen. Aber als dann die Rekorde in die ersten Kilometer gingen, war es schon bedenklich, daß die Bestimmungen[1]) der Fédération Aéronautique Internationale (FAI) eine Berechnung der Höhe lediglich aus den gemessenen Luftdrücken in der Höhe und am Erdboden zugrunde legten. Denn es ist klar, daß man den gleichen Luftdruck in um so geringeren Höhen antrifft, je schwerer die durchflogene Luft, d. h. je geringer die mittlere Temperatur der durchstiegenen Schichten ist. Es empfiehlt sich also für den Bewerber, Rekordflüge bei möglichst kalter Luft zu unternehmen.

Diese Verhältnisse werden auch nicht gebessert durch die neue Wertungsformel[2]) der FAI, die lediglich eine Berücksichtigung der mittleren Temperaturverteilung bis in große Höhen darstellt, und zu deren Kritik[3]) noch erwähnt werde, daß sie für die Berechnung unbequem ist, daß man sie aber für den praktischen Gebrauch durch eine einfache Tabelle oder Kurve ersetzen könnte.

Warum es zweckmäßig ist, bei der Wertung der deutschen Höhenrekorde auch die »FAI-Höhen« nach dieser Formel anzugeben[3]), wäre politisch, nicht technisch-wissenschaftlich zu begründen. Für uns kommt in Frage, daß auch bei diesem Verfahren ein Druck, keine Höhe gewertet wird; nur wird dieser Druck durch eine Höhe, die ihm nach Vereinbarung zugeteilt ist, anschaulich ausgedrückt.

Es kommt aber noch etwas anderes hinzu: An kalten Tagen »trägt die Luft besser«, weil ihre Dichte größer ist. Und ein Flugzeug ist um so besser, in je geringerer Luftdichte es sein Gewicht noch zu tragen vermag.

Nun verlangt aber die Flugtechnik im Gegensatz zum Flugsport von einem Höhenrekord, daß er nicht den zufälligen Bodenabstand, sondern die Güte und Leistungsfähigkeit von Flugzeug und Flieger wiederspiegelt. Also muß man »Luftdichte-Rekorde« aufstellen und werten[4]). Denn auch die genaueste Berechnung der wirklich erreichten Höhe mit Temperaturablesungen in allen durchflogenen Schichten, Berücksichtigung der Meereshöhe des Flugplatzes, der Luftfeuchtigkeit usw., bedeutet nur ein Stehenbleiben auf halbem Wege, weil sie den Bewerber in kalten Jahreszeiten, Tagesstunden, Wetterlagen und Gegenden bevorzugt.

Es kommt hinzu, daß die Auswertung der Dichterekorde einfacher und sicherer ist als die genaue Höhenberechnung. Man bedarf nämlich (wenn nicht zugleich die Steigzeiten ausgewertet werden) nur der Kenntnis des Bodenluftdruckes beim Abflug, einer genauen Druckeichung des Höhenschreibers in der Umgebung der Barogrammspitze und der genauen Temperatur in der Gipfelhöhe — und das alles würde durch einen zuverlässigen Dichteschreiber noch entbehrlich.

Dieser Wertung der Luftdichte steht aber ein praktisch-wirtschaftliches, durchaus stichhaltiges Bedenken entgegen: Eine technisch-wissenschaftliche Leistungswertung ließe sich billiger durch Messungen in geringen Höhen erzielen, die Rekorde sind für die große Öffentlichkeit, für die Reklame bestimmt. Der Mann auf der Straße, der das Flugzeug als Pünktchen im Äther verschwinden sieht, will nachher nicht erfahren: »Es hat eine Luftdichte von 0,0378 $kgm^{-4}s^2$ erreicht«, sondern er will wissen, daß es in 11 km Höhe emporgeklettert ist.

Daraus folgt aber keineswegs, daß man der Öffentlichkeit die wirklich erreichte Höhe genau auszurechnen hat. Denn die gibt ja gerade kein richtiges Bild von dem, was man wissen will, nämlich welches Flugzeug unter gleichen Verhältnissen in die größte Höhe zu steigen vermag. Dafür ist vielmehr einzig die Luftdichte ein Maß. Drückt man aber die erreichte Luftdichte durch eine Höhe aus, so hat man eine gerechte und doch verständliche Wertung. Daß die Höhe nicht die wirklich erzielte, sondern nur ein anschauliches Maß für eine richtigere Angabe ist, das wird der Beurteiler entweder vergessen oder gar nicht erfahren. Es ist für ihn ja unerheblich. Übrigens ist das zurzeit amtlich eingeführte FAI-Verfahren, die Angabe einer dem Druck eindeutig zugeordneten Höhe, ja auch nichts anderes.

Danach ist es nicht so wichtig, welche Höhe man für jede Luftdichte angibt. Es ist nur zu fordern, daß die Beziehung zwischen beiden Größen eindeutig sei[1]). Aus praktischen Rücksichten, z. B. um den Anschluß an die jetzige Höhenwertung möglichst eng und die Höhenangabe recht anschaulich zu gestalten, wird man etwa jeder Luftdichte die Höhe zuordnen, die ihr im Jahresdurchschnitt (und im Mittel der gesamten Erde) entspricht. Da es aber auf allzu große Genauigkeit nicht ankommt, schlagen wir dafür eine ganz einfache Formel[2]) vor:

$$\gamma = 1{,}250 - 0{,}1153 \cdot H + 0{,}003024 \cdot H^2, \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

wobei γ die gesuchte Luftdichte (kg/m^3) in der Höhe H (km) bedeutet. Den Vergleich der so berechneten Luftdichten mit

---

[1]) Flugsportbestimmungen des Deutschen Luftfahrer-Verbandes 1913, § 88 f, S. 35.

[2]) Vgl. Luftfahrt-Rundschau in ZFM Heft 4, S. 59 unter »Weltrekorde«. Auch Soreau, Comptes Rendues 1919, S. 1023 bis 1025.

[3]) Vgl. Luftfahrt-Rundschau in ZFM Heft 5, S. 76 unter »Höchstleistungen«; ferner A. Berson, Der Luftweg, Heft 8/9 vom 4. März 1920, S. 11, Luftfahrt-Rundschau in ZFM Heft 7/8, S. 115, unter „Flugberechnung".

[4]) Vgl. E. Everling, Die Wertung der Steigfähigkeit bei Abnahmeflügen, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei Bd. I, 1916, Heft 2, S. 31 ff. Dort ist ein einheitliches Maß für die Steigfähigkeit von Flugzeugen aufgestellt, ferner gefordert, daß der Höhenschreiber als Druckschreiber verwendet werde, daß man die Steigwertung ohne Rücksicht auf die Höhe des Flugplatzes vornehmen und die Höhen nach der Luftdichte werten, aber durch Beziehen auf mittlere Verhältnisse als Höhe ausdrücken solle.

[1]) Das Bedenken von Mario Tenani, Lincei Rendiconti 1919, S. 37 oben (vgl. Luftfahrt-Rundschau in ZFM Heft 5, S. 78), daß die Beziehung zwischen Jahresmittel der Luftdichte und Höhe von Land zu Land verschieden sei, ist hinfällig, sobald irgendeine Beziehung durch Vereinbarung festgelegt ist. Tenani fordert aber mit Recht (L'Aeronauta 1919, S. 116) eine internationale Übereinkunft.

[2]) Aus den Erfahrungswerten der Zahlentafel durch Ausgleichen mit »kleinsten Quadraten« gewonnen. Unsere frühere logarithmische Luftdichte-Höhenformel (ZFM 1916, S. 126; Artilleristische Monatshefte 1918, S. 75) gilt wegen Änderung des Beiwertes für die größeren Höhen, auf die es hier ankommt, nicht mehr so gut. Sie wurde daher durch die einfachere Formel des Textes ersetzt.

den Erfahrungswerten aus beobachteten Temperaturen[1]) zeigt Zahlentafel 1.

Zahlentafel 1.

Höhe H	Mittlere Temperatur[1])	Luftdichte Erfahrungswert[1]) γ	Luftdichte nach Näherungsformel (1)	Differenz	Luftdichte nach physik. Formel[2])	Differenz
km	°C	kg/m³	kg/m³	kg/1000 m³	kg/m³	kg/1000 m³
0	+ 10,5	1,250	1,250	—	1,250	—
1	—	1,129	1,138	— 9	1,127	+ 2
2	+ 0,1	1,015	1,032	— 17	1,013	+ 2
3	—	0,911	0,931	— 20	0,910	+ 1
4	— 10,7	0,818	0,837	— 19	0,815	+ 3
5	—	0,735	0,749	— 14	0,729	+ 6
6	— 23,7	0,659	0,667	— 8	0,651	+ 8
7	—	0,591	0,591	0	0,579	+ 12
8	— 38,0	0,528	0,521	+ 7	0,515	+ 13
9	—	0,468	0,457	+ 11	0,455	+ 13
10	— 49,6	0,412	0,400	+ 12	0,402	+ 10
11	—	0,358	0,348	+ 10	0,355	+ 3
12	— 53,8	0,308	0,302	+ 6	0,312	— 4
13	—	0,264	0,262	+ 2	0,273	— 9
14	—	0,225	0,229	+ 4	0,239	— 14
15	— 53,3	0,193	0,201	+ 8	0,208	— 15

Die vorletzte Spalte enthält die Werte[2]), die sich aus der Annahme gleichförmigen Temperaturabfalls ergeben. Sie stimmt daher in geringen Höhen besser, in größeren, auf die es hier ankommt, schlechter mit der Erfahrung überein. Sie ist außerdem wesentlich verwickelter, während unsere Näherungsformel auch eine einfache Berechnung der Höhe aus der beobachteten Luftdichte gestattet:

$$H = 19{,}062 - 18{,}185 \sqrt{\gamma - 0{,}1513} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Man hat es übrigens in der Hand, durch zweckmäßige Abänderung der Beiwerte von H und H^2 in Gleichung (1) den Genauigkeitsbereich beliebig zu verschieben.

Es ist jedoch nebensächlich, welche Formel schließlich für die Beziehung zwischen Luftdichte und Höhe festgelegt wird. Wesentlich ist, daß nicht der Luftdruck oder die wahre Höhe, sondern die Luftdichte als maßgebend für die Flugleistungen auch der Rekordwertung zugrunde gelegt wird[3]).

Hier könnten wir Deutschen vorangehen!

In der Aussprache begrüßte Professor Berson als Korreferent aufs wärmste den Vorschlag von Dr. Everling und betonte, daß ja die »Deutsche Luftsport-Kommission« bereits vor längerer Zeit beschlossen habe, die erreichte Mindestluftdichte bei jeder Art von Luftfahrtrekorden als das einzig richtige Maß der Leistung eines Luftfahrzeuges zu betrachten und demgemäß auch anzugeben. Aus Gründen der internationalen Vergleichbarkeit und Anmeldbarkeit müsse ja auch die sog. »Höhe« nach der jüngst durch die F.A.I. angenommenen »Soreauschen Formel« angegeben werden; wenn aber einmal eine Höhe angegeben wird, so sei es nur logisch, in allen Fällen, wo dies möglich ist, d. h. die wahre Druck- und vertikale Temperaturverteilung bekannt ist, auch die wahre Höhe über dem Erdboden hinzuzufügen.

[1]) Entnommen aus: »Tabellen zur Berechnung der Luftdichte vom Boden bis zu 36 km Höhe«, Reichsdruckerei 1917. Die Temperaturen sind Mittel aus Erfahrungswerten; aus ihnen sind die Luftdichten berechnet. (Der letzte Temperaturwert gehört zu 16 km!)

[2]) Berechnet auf Grund der Annahme, daß die Temperatur am Boden 10° beträgt und mit zunehmender Höhe um 5°/km gleichmäßig abnimmt. Auf Grund dieser Annahme eines linearen Temperaturgefälles haben R. v. Mises (ZFM 1917, S. 175) und H. Blasius (Technische Berichte der Flugzeugmeisterei Band III, 1918, S. 195) eine strenge Luftdichte-Höhenformel abgeleitet. Aus der Blasiusschen Gestalt haben wir sie für die Berechnung folgendermaßen umgeformt:

$$\log \gamma = 5{,}83\,(\log\,(56{,}6 - H) - 1{,}73620) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1a)$$

Die Luftdichtewerte dieser Spalte wurden für $H = 1$ bis 8 km von Blasius (a. a. O., S. 194, Zahlentafel 4) entnommen, für die größeren Höhen berechnet. Unserer Formel (2) entspräche:

$$H = 56{,}6 - \text{num log}\left(1{,}73620 + \frac{1}{5{,}83} \cdot \log \gamma\right) \quad . \quad . \quad . \quad (2a)$$

[3]) Im ungefähren Einklang mit diesen Vorschlägen hat die DVL die erreichten Höhen »auf den Normaltag umgerechnet« und außerdem die erreichte Mindestluftdichte angegeben. Vgl. R. Gsell, Der Luftweg, Heft 8/9 vom 4. März 1920, S. 3 bis 5.

Dagegen erfordere die Ausrechnung der wahren Luftdichte bloß die Kenntnis des erreichten tiefsten Barometerstandes und der Temperatur in dessen Höhe, was aber sehr viel einfacher sei als die Feststellung der gesamten vertikalen Temperaturverteilung. Nun könne man sehr wohl, nach Herrn Everlings Vorschlag, jeder Luftdichte eine bestimmte Höhe zuordnen, die im Gesamtdurchschnitt der Erde oder des betreffenden Klimagürtels — nach des Korreferenten Meinung besser des letzteren — jener Luftdichte entspricht. Man erhalte so die Luftdichte, das richtige Leistungsmaß, in die Form einer Höhe gekleidet, was dem großen Publikum stets verständlicher sein wird.

Auch die Höhen nach der F.A.I.-(Soreauschen) Formel seien ja gar nicht wahre Höhen, sondern dem erreichten tiefsten Barometerstand, der hier als das einzige Maß der Leistung zugrunde gelegt wird, zugeordnete Höhenzahlen, noch dazu unter Fiktion einer durchschnittlichen Atmosphäre, die den mittleren Verhältnissen wohl wenig entspricht (vgl. »Luftweg« Nr. 8/9, S. 11, Spalte 2).

Wie sehr verschieden »F.A.I.-Höhen« für dieselben Werte der Luftdichte — noch viel mehr voneinander abweichend als die wahren Höhen über dem Erdboden — ausfallen können, wenn man Tage mit recht hohen und recht niedrigen, immerhin aber gar nicht so selten vorkommenden Temperaturen der Luftsäule heranzieht, dafür gab Redner zwei selbstberechnete Beispiele:

In dem ersten, für geringere Erhebungen, ergäben sich an einem heißen, mittelwarmen und kalten Tage im Niveau der genau gleichen Luftdichte wahre Höhen (stets bei demselben Bodenluftdruck) von bzw. 3605, 3782 und 4246 m, F.A.I.-Höhen von gar 3323, 3596 und 4470 m; bei den letzteren erreicht aber die Differenz 33 vH der kleinsten Zahl! — In dem zweiten Beispiel für größere Erhebungen wären an einem heißen, kalten und oben sehr kalten Tage die wahren Höhen für die gleiche Luftdichte = 8016, 7764 und 7895 m, die »F.A.I.-Höhen« = 7507, 7931 und 8228 m. Bei den größeren Erhebungen, die heute bei Rekorden fast ausschließlich in Frage kommen, würde demnach die F.A.I.-Formel für tatsächlich identische Leistungen der Flugzeuge um über 700 m, d. h. 10 vH, differierende Höhen liefern, während die extremen Werte der wahren Höhen immerhin nur um 252 m verschieden sind.

Allerdings bleibt die Frage übrig, über die der Korreferent die technischen Fachleute sich zu äußern bat, ob denn bei gleicher Luftdichte erheblich verschiedene Lufttemperaturen nicht doch auch bei der Bewertung der Leistung eines Luftfahrzeuges mit zu berücksichtigen seien, besonders in bezug auf die Vergasung, die Schmierung, Kühlung usw. Sicherlich aber sei die Leistung der Flieger nicht ganz die gleiche.

Herr v. Parseval wies auf den Unterschied zwischen der Wertung der Steigzeiten und der Gipfelhöhen und auf die Willkür in den Temperaturannahmen hin, Herr Jaretzky auf die meist zu hohen Angaben der Rekordhöhen in der Tagespresse.

Zu der Frage, ob die Flugleistungen bei gleicher Luftdichte noch von der Temperatur abhängen, erklärt Herr Schwager, daß dies für den Motor praktisch nicht der Fall sei. Herr König weist darauf hin, daß die Zylinderfüllung von der Außentemperatur nicht unabhängig sei.

Der Vortragende macht im Schlußwort u. a. darauf aufmerksam, daß im Motor, ebenso wie in der Lunge des Menschen, weder der »Partialdruck« noch die Partialdichte maßgebend sind, sondern wegen der teilweisen Vorwärmung der Außenluft ein Mittelwert zwischen beiden[1]). Ein Temperatureinfluß ist also vorhanden[2]), vor allem, wenn man die Höhenmotoren in Betracht zieht.

[1]) Vgl. E. Everling, Ein vereinfachtes Verfahren zur Wertung der Steigfähigkeit, TB Band I, Seite 247 ff, besonders Seite 250 ff, wo der Einfluß von Druck und Temperatur auf den Motor erörtert ist.

[2]) H. T. Tizard, Motorleistung und Höhe, Engineering vom 17. und 24. Oktober 1919, Seite 527 f und 561 ff, wirft die gleiche Frage aus ganz ähnlichen Gesichtspunkten auf und kommt zu folgenden Schlüssen:

1. Der Temperatureinfluß auf die Leistungen eines Mehrzylindermotors mit gewöhnlichem Vergaser am Boden ist bei normalen



Auch das Flugzeug ist von der Temperatur nicht unabhängig, da die »idealen« Luftkräfte zwar rein von der Luftdichte abhängen, nicht aber der Reibungswiderstand, wegen der Änderung der Zähigkeit mit der Temperatur[1]).

Die Wahl der Luftdichte als Maß für die Flugleistungen ist letzten Endes eben auch nur eine Vereinbarung. Aber keine andere Beziehung zwischen den beiden grundlegenden Veränderlichen, Luftdruck und Temperatur, kommt erfahrungsgemäß den tatsächlichen Verhältnissen so nahe wie die Luftdichte, die ja im wesentlichen das Verhältnis des Luftdruckes zur absoluten Temperatur darstellt.

Die von Herrn Professor Berson beanstandete Annahme gleichmäßigen Temperaturgefälles oberhalb 6 km Höhe war während des Krieges, als man sie im Zusammenhang mit dem 8 km-Höhenschreiber verwandte, hinreichend genau.

Die Bestimmung des jetzigen Wertungsverfahrens, daß jeder Rekord um 100 m überboten werden muß, kann ohne weiteres auf den Vorschlag einer Wertung nach der »Dichtehöhe« übernommen werden, der erfreulicherweise allgemeinen Anklang gefunden hat.

Sternform-Motoren.

Von Otto Schwager, Charlottenburg.

Der Sternformmotor hat bislang bei den führenden deutschen Flugmotorenfirmen kaum Beachtung gefunden, obgleich die Bauart fliegerisch große Vorteile bietet. Meist wird gegen den Sternmotor die — wie die nachstehenden Ausführungen noch zeigen werden, vermeintliche — Gefahr des Verölens der nach unten hängenden Zylinder angeführt. In neuerer Zeit sind jedoch im Ausland eine Anzahl — teilweise luftgekühlter — erfolgreicher Sternmotoren erschienen, daß auch der deutsche Flugmotorenbau diese Bauart nicht unbeachtet lassen sollte.

Zweck nachstehender Ausführungen ist:

I. die Bedenken wegen der Verölungsgefahr wirksam zu widerlegen,
II. Richtlinien für die bauliche Entwicklung dieser Motorengattung aufzustellen und
III. Erwägungen über die erreichbaren Leistungen bei ein- und mehrsterniger Ausführung anzustellen.

I. Schmierungsfragen.

Sehr häufig wird behauptet, daß die unteren Zylinder leicht verölen bzw. wenn die Ölzufuhr so geregelt wird, daß die unteren Zylinder nicht verölen, die oberen ungenügend geschmiert würden. Am besten schafft man sich über die Schmierungsverhältnisse Klarheit, wenn man sich die Frage vorlegt: Wie gelangt das Öl a) in die Zylinder und b) wie wieder heraus?

a) Wie gelangt das Öl in die Zylinder hinein?

Genau wie bei Reihenmotoren wird auch bei Sternformmotoren die übliche Druckölumlaufschmierung verwendet. Durch eine Pumpe wird das Öl in die hohle Kurbelwelle hineingedrückt und gelangt über das Pleuellager zu den einzelnen Nebenpleuel-Gelenkzapfenbüchsen und von hier durch Rohrleitung oder den hohlen Schaft der Pleuelstangen zu den einzelnen Kolbenbolzen. Das an den einzelnen Lagerstellen austretende Öl wird durch die Triebwerksteile verspritzt und schmiert so die Zylinderlaufbahnen.

Für die Förderung des Öles zu den einzelnen Lagerstellen kommen folgende Drücke in Frage:

1. für das Pleuellager der Pumpendruck, vermehrt um die durch die Fliehkraft der Ölsäule von Mitte Kurbelwelle bis Mitte Pleuelzapfen bewirkte Drucksteigerung,
2. für die Nebenpleuelgelenkbolzen der Pumpendruck, vermehrt um die Drucksteigerung durch die Fliehkraft der Ölsäule von Mitte Kurbelwelle bis Mitte Nebenpleuelbolzen (je nach Stellung des Kolbens im äußeren oder inneren Totpunkt ändert sich die Länge dieser Ölsäule während einer Umdrehung, doch bleibt ihr Mittelwert gleich der Länge der unter 1 angegebenen Ölsäule),
3. für den Kolbenbolzen der Pumpendruck, vermehrt um die Drucksteigerung durch die Fliehkraft der Ölsäule von Mitte Kurbelwelle bis Eintritt des Öles in den hohlen Schaft oder die Rohrleitung der Nebenpleuelstangen unter Berücksichtigung der Beschleunigungsdrücke der Ölsäule in der Nebenpleuelstange. Wie diese Beschleunigungsdrücke zu berücksichtigen sind, wird weiter unten gezeigt werden.

Bei all diesen Druckverhältnissen wäre theoretisch noch der Druck der Ölsäulen im Kurbelarm und den Pleuelstangen infolge der Schwerkraft zu berücksichtigen, doch ist praktisch dieser Druck so gering, daß er einen Einfluß auf die an den einzelnen Lagerstellen ausfließende Ölmenge nicht haben und daher unberücksichtigt bleiben kann. Beim 250 PS-Salmsonmotor beträgt für den obersten Zylinder die größte Länge der in Frage kommenden Ölsäule rund 400 mm, so daß der entsprechende Druck

$$p = \frac{0{,}4 \cdot 930}{10000} = 0{,}037 \text{ kg/cm}^2$$

also noch nicht einmal $\frac{4}{100}$ at beträgt.

Die Drücke unter 1 und 2 sind unveränderlich; infolgedessen wird die an diesen Stellen ausfließende Ölmenge für alle Kurbelstellungen dieselbe sein.

Für den auf Mitte Kolbenbolzen herrschenden Öldruck ist der Beschleunigungsdruck der Ölsäule in der zugehörigen Pleuelstange zu berücksichtigen.

Bezeichnet:

p_1 den Pumpendruck auf Mitte Kurbelwelle, gemessen in kg/cm²,
p_2 die Drucksteigerung infolge Fliehkraft der Ölsäule von Mitte Kurbelwelle bis zum Eintritt des Öles in die Rohrleitung der Pleuelstangen in kg/cm²,
p_3 den Beschleunigungsdruck der Ölsäule in der Rohrleitung der Pleuelstangen in kg/cm²,

so ergeben sich folgende Druckverhältnisse des Öles auf Mitte Kolbenbolzen:

a) Ist $p_3 > p_1 + p_2$ und positiv, d. h. nach außen gerichtet, so reißt die Ölsäule ab, und es ist p_3 der Druck des Öles auf Mitte Kolbenbolzen.
b) Ist $p_3 \leqq p_1 + p_2$ und positiv, so ist $p_1 + p_2 + p_3$ der Druck des Öles auf Mitte Kolbenbolzen.
c) Ist p_3 negativ, so ist $p_1 + p_2 - p_3$ der Druck des Öles auf Mitte Kolbenbolzen. Bei negativem $p_3 \geqq p_1 + p_2$ ist der Druck 0 bzw. negativ, d. h. es tritt überhaupt kein Öl am Kolbenbolzen aus.

Da sich die Beschleunigungsverhältnisse für sämtliche Zylinder während einer Umdrehung in gleicher Weise ändern, so müssen auch die Druckverhältnisse auf Mitte Kolbenbolzen für sämtliche Zylinder gleich sein.

Das bei einigem Nachdenken keineswegs überraschende Ergebnis ist also, daß die Lage der Zylinder auf das Maß der Schmierung überhaupt ohne jeden Einfluß ist, vorausgesetzt, daß kein Öl aus dem Gehäuse von oben in die beiden unteren Zylinder hineinfließen kann. Dieses ist aber bei modernen Sternformmotoren der Fall, da die Zylinder und das Kurbelgehäuse so ausgebildet sind, daß die Zylinder ein Stück in das Gehäuse hineinragen und das im Gehäuse zusammenlaufende Öl zu einem Ölsumpf zusammengeführt und von dort durch eine Absaugepumpe entfernt wird.

b) Wie kommt das Öl wieder aus den Zylindern heraus?

Diese Frage ist ebenso wichtig; denn zunächst will es scheinen, daß es aus den oberen Zylindern durch die Schwerkraft heraus- und in die unteren hineinfallen müßte.

Betriebsverhältnissen nur ein Drittel bis die Hälfte des Einflusses, der sich aus der Luftdichteberechnung ergab.

2. Prüfstandversuche und Höhenflüge zeigen, daß bis 6 km Höhe die Leistung dem Druck allein keineswegs proportional ist.

3. Unter 3 km Höhe kann man die Leistung mit dem gleichen Fehler dem Luftdruck oder der Luftdichte proportional setzen. Bei größeren Höhen ist die Leistung eher der Luftdichte proportional, vor allem beim B. H. P.-Motor, am wenigsten beim Hispano-Suiza.

[1]) Die Reynolds'sche Zahl ändert sich also ebenfalls, wenn bei gleichbleibender Luftdichte die Temperatur sinkt. Gleichzeitig vermindert sich die Schallgeschwindigkeit um 10 vH, wenn die Temperatur z. B. von + 15° auf — 40° abnimmt. Das könnte z. B. für die Flügelspitzen der Luftschrauben einen Unterschied ergeben (»Thermische Ähnlichkeit«!).

Wenn der Kolben im äußeren Totpunkte steht, wird infolge des in dieser Lage in der Kolbenbolzenbüchse auftretenden größten Öldruckes eine gewisse Menge Öl austreten und mit einem Teil des am Pleuellager austretenden Öles die Zylinderwandungen schmieren. Bewegt sich dann der mit Abstreifringen versehene Kolben nach innen, so schiebt er das Öl vor sich her und erteilt ihm eine Geschwindigkeit, die gleich der größten Kolbengeschwindigkeit ist.

Vor dem unteren Totpunkt wird der Kolben gegenüber dem Öl, das sich als freie Masse mit der erteilten Geschwindigkeit weiterbewegt, verzögert, so daß sich das Öl vom Kolben lösen muß, und zwar wird dieses Ablösen theoretisch in dem Punkt des Hubes erfolgen, in dem die Kolbenbeschleunigung o ist. Für den oberen Zylinder wird das Öl dann als freifallende Masse unter dem Einfluß der Erdbeschleunigung mit zunehmender Geschwindigkeit weiterfliegen, während für die unteren Zylinder die Erdbeschleunigung verzögernd wirkt.

Beim Salmsonmotor ist die größte Kolbengeschwindigkeit

$$c_{max} = \frac{0{,}17 \cdot \pi \cdot 1500}{60} \sim 13{,}35 \text{ m/sek.}$$

Mit dieser Anfangsgeschwindigkeit wird das Öl ungefähr von Mitte des Hubes aus vom Kolben der unteren Zylinder nach oben geschleudert. Nimmt man der Einfachheit halber an, daß der untere Zylinder senkrecht steht, so wird also von Mitte des Hubes ab das Öl senkrecht nach oben geworfen, bis es die gegenüberliegende Gehäusewand trifft oder in die beiden gegenüberliegenden Zylinder hineinfliegt, vorausgesetzt, daß nicht Triebwerksteile den Weg des Öles kreuzen.

Sieht man zunächst einmal von den hindernden Triebwerksteilen ab, so hat das Öl bis zum Auftreffen auf die gegenüberliegende Gehäusewand einen Weg $h \sim 0{,}46$ m zurückzulegen. Die Anfangsgeschwindigkeit c_{max} wird hierbei durch die Erdbeschleunigung g verzögert. Würde das Öl die Geschwindigkeit o besitzen, so würde es nach Durchfallen der Strecke h die Geschwindigkeit besitzen

$$v' = \sqrt{2 \cdot g \cdot h} = \sqrt{2 \cdot g \cdot 0{,}46} = 3{,}003 \text{ m/sek.}$$

Ist die Zeit für die Zurücklegung der Strecke h t sek, so ist

$$h = c_{max} \cdot t - \frac{v' \cdot t}{2}$$

$$t = \frac{h}{c_{max} - \frac{v'}{2}} = \frac{0{,}46}{13{,}35 - \frac{3{,}003}{2}} = 0{,}0388 \text{ sek.}$$

Die Triebwerksteile kreuzen den Weg des Öles während einer Sekunde

$$\frac{2 \cdot 1500}{60} = 50 \text{ mal,}$$

also während 0,0388 sek $50 \cdot 0{,}0388 = 1{,}94$ mal. Ein großer Teil des aus dem unteren Zylinder herausgeworfenen Öles wird somit durch die umlaufenden Triebwerksteile im Gehäuse verspritzt werden.

Das vom oberen Zylinder ausgeworfene Öl braucht zum Erreichen der gegenüberliegenden Wandung

$$t = \frac{h}{c_{max} + \frac{v'}{2}} = \frac{0{,}46}{13{,}35 + \frac{3{,}003}{2}} = 0{,}031 \text{ sek.}$$

Während dieser Zeit kreuzt das Triebwerk den Weg des Öles $50 \cdot 0{,}031 = 1{,}55$ mal. Also auch hier wird ein Teil des Öles verspritzt. Es ist weiter zu berücksichtigen, daß die Pleuelstangen ständig im Wege des Öles liegen, so daß schon hierdurch ein gewisser Teil des Öles verspritzt werden muß. Nur ein geringer Teil wird die gegenüberliegende Wandung des Gehäuses treffen bzw. in die gegenüberliegenden Zylinder hineingeworfen werden. Von dem die gegenüberliegende Wand treffenden Öl wird ferner nur etwa die Hälfte in die an dieser Seite liegenden Zylinder hineinfliegen.

In Wirklichkeit wird infolge der Zähigkeit des Öles die Geschwindigkeit, mit der es sich vom Kolben löst, kleiner ausfallen, so daß die Zeit für die Zurücklegung der Strecke h größer und damit auch die Wahrscheinlichkeit des Verspritzens des Öles am Triebwerk größer wird.

Nur bei ganz geringen Drehzahlen wird die Kolbengeschwindigkeit nicht mehr groß genug sein, um das Öl zum Abreißen zu bringen. Es ist aber zu berücksichtigen, daß hier auch die Schwerkraft nicht ausreichen wird, um das Öl des senkrecht nach oben gerichteten hinreichend zu beschleunigen, um es ebensogut aus den Zylindern zu entfernen wie bei voller Drehzahl. Es besteht zwar theoretisch die Möglichkeit, daß sich in den Zylindern gewisse Ölmengen ansammeln können, die bei Leerlauf infolge des größeren Ansaugeunterdruckes in den Verbrennungsraum gelangen. Praktisch läuft ein Flugmotor jedoch nicht hinreichend lange mit so geringer Drehzahl, daß ein gefährliches Verölen auftritt. Im übrigen würden auch die oberen Zylinder, wenn auch nicht so stark, unter der Verölungsgefahr leiden.

Aus vorstehender Untersuchung der Frage »Wie kommt das Öl wieder aus den Zylindern heraus?« ergibt sich also zweifelsfrei, daß es bei den im Betrieb vorkommenden Drehzahlen mit großer Geschwindigkeit ausgeworfen und durch die Triebwerksteile so verspritzt wird, daß im ganzen Gehäuse und sämtlichen Zylindern in vollkommen gleichmäßiger Ölnebel entsteht.

Es muß demnach die Verölungsgefahr, wenn eine solche überhaupt vorhanden ist, für alle Zylinder in gleichem Maße bestehen. Der neue Salmsonmotor beweist aber, daß eine Verölungsgefahr nicht besteht, ebenso bestätigt das lebhafte Interesse des Auslandes an Sternmotoren und das Vertrauen, das man ihnen entgegenbringt, das Ergebnis vorstehender Untersuchungen.

Auch für den richtig durchgebildeten Reihenmotor mit hängenden Zylindern muß eine Verölungsgefahr als ausgeschlossen bezeichnet werden. Bedingung ist hierbei selbstverständlich, daß 1. die Zylinder weit genug in das Kurbelgehäuse hineinragen, 2. für hinreichend große Ölsümpfe und restlosen Abfluß des Öles zu diesen und 3. für reichlich bemessene und dichte Ölabsaugepumpen gesorgt wird. Es ergibt sich hieraus, daß das Kurbelgehäuse zwischen den einzelnen Zylindern zweckmäßigerweise gratartig nach innen gezogen wird, so daß gewissermaßen an beiden Seiten der Zylinderreihe eine Art Rinne entsteht, durch die das Öl zu je einem vor bzw. hinter dem vorderen bzw. hinteren Zylinder gelegenen Ölsumpf geleitet wird.

(Fortsetzung folgt.)

Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit.

II. Teil. Festigkeit.

Von Viktor Lewe, Warnemünde.

Nach einem Vortrag auf der O. M. V. der W. G. L. am 11. XII. 19.

Vorbemerkungen.

Dieser Teil des Vortrages behandelt:

I. Die Beanspruchungen des Unterbaus, ermittelt durch Berechnungen und Versuche:
   a) Auswertung von Kinobildern,
   b) Einbau von Beschleunigungsmessern,
   c) Nachrechnung erprobter Typen, Auswertung der Unfallberichte,
   d) Prüfung der Schwimmerfestigkeit;

II. Vorschläge für Berechnungsvorschriften;

III. Ausbildungsformen:
   a) Fahrgestell,
   b) Schwimmer und Boote.

Der Unterbau des Seeflugzeugs ist im Gegensatze zu dem Fahrgestell des Landflugzeugs in der Regel mit der Zellenkonstruktion verbunden und nimmt an den Beanspruchungen der Zelle durch Luftkräfte teil. In der Mehrzahl erleiden jedoch die Unterbaukonstruktionen ihre größten Beanspruchungen beim Starten, Landen, Rollen und Treiben auf See. Entsprechend dem Verwendungszweck fordert man volle oder beschränkte Seefähigkeit der Flugzeuge. Erstere müssen den Seegang 3 bis 4 bei Windstärke 9 bis 12 m/s, die andern den Seegang 2 bis 3 entsprechend Windstärke 6 bis 9 m/s aushalten können. Wie jedem Teilnehmer an Seeprüfungen bekannt und hier durch Kinovorführungen gezeigt ist, werden die Schwimmer bzw. Boote beim Starten und beim Auslaufen nach der Landung durch Wellen vorne am Bug, während

der Landung durch einen oder mehrere Stöße hinten am Heck und während des Rollens und Treibens durch seitlich anrollende Wellen getroffen.

I. Versuche mit Rechnungen zwecks Ermittlung der Unterbaubeanspruchung auf See.

Doch nicht allein die vorgenannten Tatsachen, sondern unter bestimmten Voraussetzungen lassen sich aus den aufgenommenen Kinobildstreifen auch Größe und Richtung der wirkenden Stoßkräfte ermitteln. Ist z. B. die optische Achse des Kinoaufnahmeapparates fest und landet das Flugzeug senkrecht zu dieser Achse innerhalb des Kinobildfeldes, so ist aus den Bildern in jedem Augenblicke während der Landung die Geschwindigkeit eines jeden Flugzeugpunktes zu entnehmen. Projiziert man etwa die Bilder mit einem kleinen, von Hand beliebig langsam drehbaren Vorführungsapparat auf eine weiße Papierfläche und markiert auf dieser die nacheinander eingenommenen Stellungen des Flugzeugs durch einen Punkt (z. B. Schwimmerspitze) und eine gerade Linie (z. B. Schwimmeroberkante), so kann man aus einer Verschiebung ds während zweier Bilder die in dem Augenblicke der Aufnahme dieser Bilder vorhandene Geschwindigkeit v durch Division mit der Zeit dt zwischen 2 Aufnahmen entnehmen: $v = ds/dt$. Ebenso entnimmt man aus dem Zuwachs der Geschwindigkeit die Beschleunigung p, die ein Punkt z. B. die Bugspitze des Schwimmers, erfährt, den auf der Projektionsfläche eingetragenen Marken bzw. die Winkelbeschleunigung einer Geraden, z. B. der Schwimmeroberkante, den entsprechend eingezeichneten Winkeln: $p = dv/dt$. Bei bekanntem Gewicht G bzw. Masse $M = G/g$ und Trägheitsmoment des Flugzeugs kann man nach dem dynamischen Grundgesetz $P = M dv/dt$ die gesuchte Kraft P, die vom Wasser auf die Schwimmer des Flugzeugs gewirkt hat, finden. Eine nähere Beschreibung dieser in Warnemünde vorgenommenen, sowie der Versuche mit Beschleunigungsmessern muß aus Mangel an Raum hier unterbleiben.

Die Nachrechnung bei Seeprüfungen erprobter oder verstärkter Typen bildet ein Mittel, Berechnungsformen zu finden, die der Konstruktion zugrunde gelegt werden können. Die Voraussetzung für die Richtigkeit einer derartigen Methode ist, daß es sich um Unterbaukonstruktionen handelt, deren bei der See-Erprobung meistbeanspruchte Stäbe zunächst zu schwach waren und brachen und sodann nach und nach auf das für die Praxis erforderliche Maß verstärkt worden sind. Ferner muß der Unterbau auch hinreichend einfach konstruiert sein, um überhaupt eine einwandfreie Nachrechnung zu ermöglichen. Nach Richtung und Angriffspunkt muß die Kraft aus dem Augenschein und den Kinobildern als bekannt angenommen werden, so daß durch diese Methode nur noch die Größe der Wellen- oder Landungsstoßkraft zu ermitteln ist. In der Tat kann man annehmen, daß im Mittel die Wirksamkeit eines vorderen Wellenschlages sich auf etwa das vordere Drittel des Schwimmers erstreckt, weil dieser Teil nach der Form einer anrollenden Welle (Konchoide) gekrümmt ist, an diesem Teile der Schwimmerbodenfläche also eine gleichzeitige Berührung stattfinden kann. Diese Kräfte werden annähernd normal zur gekrümmten Bodenfläche wirken; da die Flieger sich über Kippmomente nicht beklagen, so wird man die Richtung der Stoßkraft als durch den Schwerpunkt gehend annehmen dürfen. Der Landungsstoß, der sich am Heck äußert, wird aus ähnlichen Gründen als auf das hintere Drittel wirkend angenommen. Die Form des Hecks und das Auftreten eines starken vornüber wirkenden Kippmoments berechtigen zur Annahme einer senkrechten Richtung dieser Kraft (vgl. hierzu Abb. 1). Setzt man einmal die Gesamtvorderstoßkraft, einmal die Landungsstoßkraft am Heck gleich dem Flugzeuggewicht und berechnet die Sicherheiten der einzelnen Stäbe des Unterbaus, so werden die kleinsten dieser Zahlen die schwächsten Stäbe anzeigen. Insbesondere gilt dieses für die vom Schwimmer direkt zum Rumpf führenden Stäbe, weil diese die Stoßstelle mit dem Hauptgewicht, das im Rumpf liegt, verbinden und nur eine mildernde Federung in der Zusammendrückbarkeit dieser einzelnen Stäbe zulassen. Anders verhält es sich mit den seitlichen zu den Flügeln führenden Stäben: eine kleine hier errechnete Sicherheit ist nicht so ängstlich zu nehmen, weil die Stoßkraft wegen der stärkeren Federung infolge der größeren Anzahl und der leichteren Bauart der seitlichen Stäbe nicht in der angenommenen Stärke zustande kommt. In der Tat klagten die Berichte der Front meistens über Brüche der Mittelstreben. Bei der Betrachtung der errechneten Sicherheitszahlen ist ferner zu beachten, daß die große Verschiedenheit dieser Zahlen daher rührt, daß einige Stäbe und Kabel infolge der Luftbelastung (Lastfälle A bis C) bedeutend stärker als bei der Seeprüfung beansprucht werden und demgemäß stärker konstruiert sind. Daher die großen

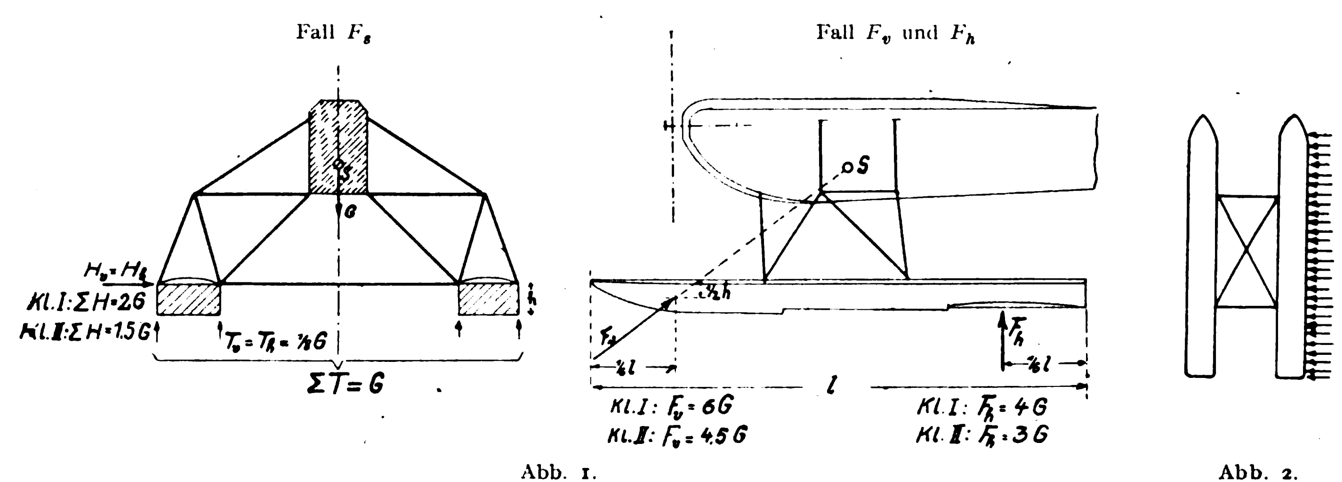


Abb. 1.

Abb. 2.

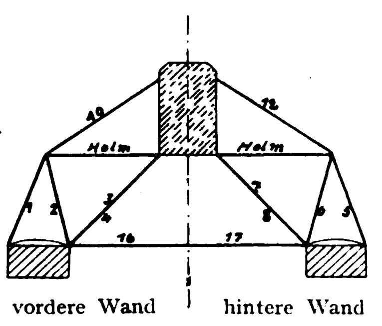
Sicherheitszahlen. In den nachstehenden Tabellen ist der Unterbaulastfall mit F; vorn, hinten, seitlich mit den Indizes v, h und s bezeichnet.

Für die Nachberechnung der zumeist seitlichen Kräfte beim Rollen und Treiben ist nach Abb. 2 angenommen eine seitlich senkrecht zur Seitenfläche der Schwimmer über diese gleichmäßig verteilte Kraft gleich dem Flugzeuggewicht und ein ebenso großer Auftrieb. Dieses Lastbild ist F_s genannt worden.

Es sind je 2 Flugzeuge verschiedener Firmen der Klasse I (voll seefähig) und der Klasse II (beschränkt seefähig) für die Nachrechnung ausgewählt worden. Das Flugzeug A ist lange Zeit ein Standardtyp gewesen und galt als unbedingt seefest (s. Abb. 3). Flugzeug B vom gleichen Aufbau war der Bau einer anderen konkurrierenden Firma. Die Flugzeuge C (Abb. 4) und D (Abb. 5) sind Bauten einer dritten sich hauptsächlich für Kampf-, also beschränkt seefähige Flugzeuge interessierenden Firma.

Tabelle für Flugzeug A.

Stab	Länge	Profil St. R.	F_v	F_h	F_s
1	126	35 · 1	4,96	7,77	8,60
2	119	35 · 1	46,1	11,55	2,10
3	152	38 · 2	5,39	8,9	3,22
4	107	35 · 1	15,0	10,5	3,14
5	143	38 · 1,5	9,22	4,33	1,88
6	180	35 · 1,5	5,74	4,8	10,90



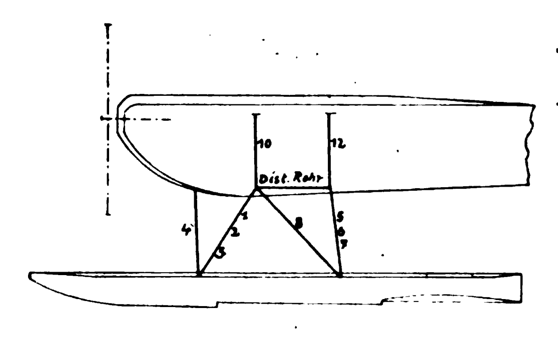
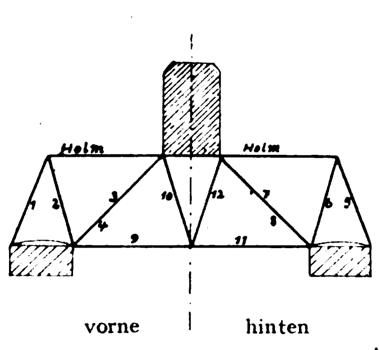


Abb. 3 (Flugzeug A und B).

Tabelle für Flugzeug B.

Stab	Länge	Profil St. R.	F_v	F_h	F_s
1	172	50 · 1	5,9	—	—
2	172	50 · 1	—	—	2,97
3	183	50 · 1,5	5,52	—	2,13
4	135	50 · 1	—	—	—
5	119	50 · 1	—	—	—
6	119	50 · 1	—	—	4,8
7	133	50 · 1,5	—	3,96	2,22
8	173	40 · 1	—	—	—
10	168	50 · 1	—	—	3,7
12	167	50 · 1,5	—	3,20	—



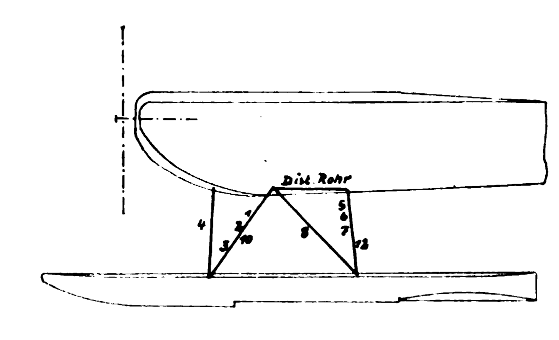
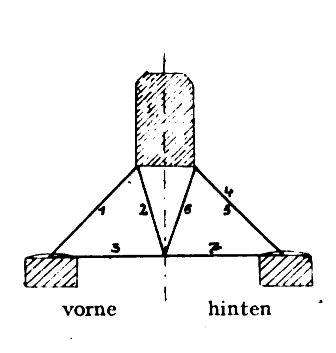


Abb. 4 (Flugzeug C).

Tabelle für Flugzeug C.

Stab	Länge	Profil St. R.	F_v	F_h	F_s
1	179	45 · 1,5	4,53	—	6,75
2	179	35 · 1,5	—	2,77	—
3	202	55 · 2,5	3,80	14,00	—
4	165	50 · 1,5	—	—	5,80
7	164	55 · 2,5	—	3,06	10,70
8	211	30 · 1,0	—	—	4,00



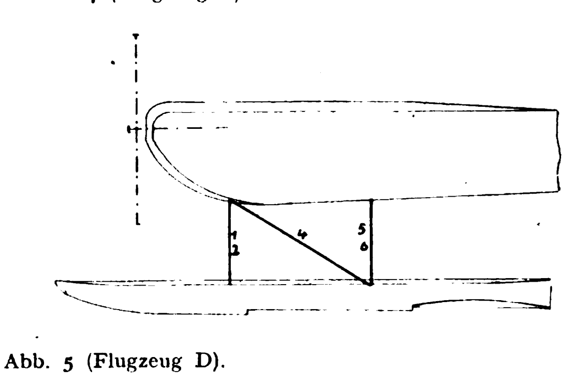


Abb. 5 (Flugzeug D).

Tabelle für Flugzeug D.

Stab	Länge	Profil St. R.	F_v	F_h	F_s
1	162	50 · 2	4,45	—	7,80
2	118	30 · 1	—	—	1,06
5	162	50 · 2	—	2,75	8,20
6	118	30 · 1	—	—	1,01

Diese Nachrechnungen konnten sich nur auf das Fahrgestell erstrecken, eine Nachrechnung der Schwimmer, die ebenfalls im Verlaufe des Krieges, auch als ihre Form schon einigermaßen einheitlich geworden war, noch ständig in den Konstruktionsstärken und im Material abgeändert wurden, scheitert an dem komplizierten Bau derselben und dem Mangel an systematisch durchgeführten Festigkeitsprüfungen für Schwimmer. Einige Festigkeitsprüfungen sind aber doch durchgeführt worden, und zwar an einem Holz- und dem entsprechenden Duraluminiumschwimmer. Über den Verlauf dieser Prüfung ist in einem besonderen Aufsatz dieser Zeitschrift berichtet worden[1]). Das Ergebnis war für den Holzschwimmer die Aufnahmefähigkeit einer Vorderkraft vom 2,5fachen, für den Duralschwimmer vom 4fachen Flugzeuggewicht. Bezüglich der Auflagerung an den Schwimmerknoten war der wirkliche Zustand im ungünstigen Sinne nachgeahmt worden, so daß mit einer Erhöhung dieser Zahlen auf 4 und 7 gerechnet werden darf.

II. Vorschläge für Berechnungsvorschriften.

Die Berechnungsvorschriften, die Landheer und Marine im Laufe des Krieges erlassen haben, fußen auf einer Reihe langjähriger Versuche über die Angriffsweise der Luftkräfte an der Flugzeugzelle. Die Größe der Luftkräfte in Höhe des Flugzeuggewichts ist außerdem von vornherein gegeben. Demgegenüber könnte es vermessen erscheinen, die vorbeschriebenen wenigen Versuche zur Unterlage von Berechnungsvorschriften für den Unterbau der Seeflugzeuge zu machen. Demgegenüber ist zu erwidern, daß beim Unterbau die Angriffsweise der Kraft im Gegensatz zur Flugzeugzelle aus Stoßfläche der Schwimmer und Richtung der Wasserwellen ziemlich bekannt und nur noch die Größe dieser Stoßkräfte zu bestimmen ist. Während in den Belastungsfällen der Flugzeugzelle je 2 Teile, sind beim Unterbau nur jeweils die Größen der Stoßkräfte, d. i. je ein Teil, zu bestimmen. Ferner hat die Praxis beim Unterbau eine Reihe erprobter Konstruktionen hervorgebracht, aus denen, wie hier geschehen, die Größe der Wasserstoßkräfte durch Nachrechnung abgeleitet werden kann.

a) Schwimmerboden.

Die Schwimmerböden als die unmittelbaren Träger der Wasserkräfte sind für den vorderen Teil (Bug) bei Klasse I (voll seefähig) für 12faches, bei Klasse II (beschränkt seefähig) für 8faches über das vordere Schwimmerdrittel gleichmäßig verteiltes Flugzeugvollgewicht zu rechnen. Für den hinteren Schwimmerteil sind die entsprechenden Zahlen: für Klasse I 9faches, für Klasse II 6faches Gewicht. Der mittlere Teil soll in der Stärke überleiten.

b) Schwimmerseitenwände.

Für Klasse I rechnet man eine über eine ganze Seitenwand gleichmäßig verteilte Kraft gleich dem 3fachen, für Klasse II gleich dem 2fachen Flugzeugvollgewicht.

c) Schwimmertragkonstruktion und Fahrgestell.

Man unterscheidet 3 Lastfälle: Vorderkraft F_v, Hinterkraft F_h und Seitenkraft F_s. Angriffslinie dieser Kräfte ist aus Abb. 1 zu entnehmen. Die in die Rechnung einzuführende Größe dieser Kräfte ist:

1. Vorderstoß: Kl. I 6faches Flugzeuggewicht
   Kl. II 4,5 » »

[1]) Lewe, Festigkeitsprüfung eines Holz- und eines Duralschwimmers. Ztschr. f. Flugtechnik 1920, Heft 3.



2. Hinterstoß: Kl. I 4faches Flugzeuggewicht
Kl. II 3 » »
3. Seitenstoß: Kl. I 2 » »
Kl. II 1,5 » »
außerdem Auftrieb: einfaches »

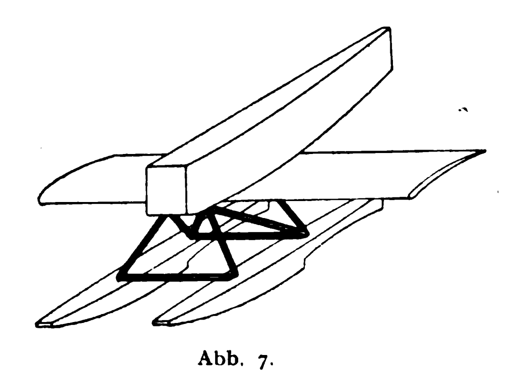


Abb. 7.

Für 1 und 2 gelten die Lastvielfachen für beide Schwimmer zusammen, für 3 für einen Schwimmer allein.

Vorder- und Hinterstoßzahlen beziehen sich auf die mittlere Ausschwebegeschwindigkeit von 80 km/st. Bei andern Geschwindigkeiten v müssen die Zahlen im Verhältnis $\frac{v^2}{80^2}$ ab-

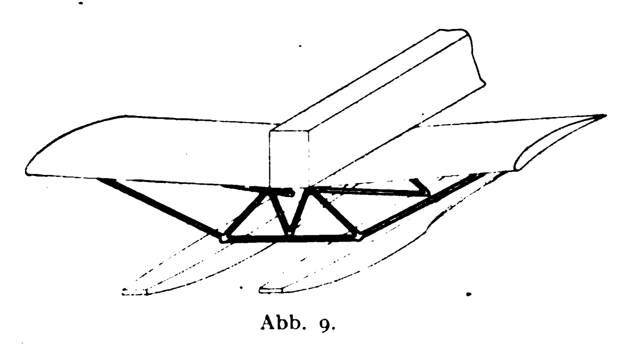


Abb. 9.

geändert werden. Das Verhältnis $\frac{v^2}{80^2}$ darf äußerst $^3/_4$ sein. Für die Größe des hinteren Stoßes ist die mildernde Wirkung der Kielung noch durch Multiplikation mit $\sin \beta/_2$ zu berücksichtigen, da die Zahlen 4 und 3 für kiellose ebene Böden ($\beta = 180^0$) gelten.

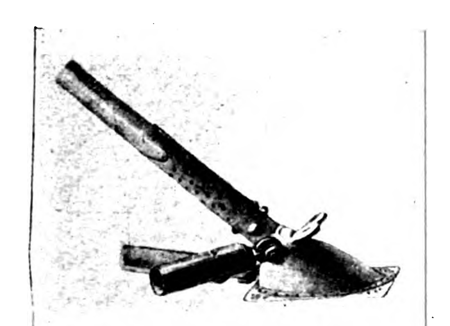


Abb. 6.

III. Ausbildungsformen.

Der Unterbau des Seeflugzeugs zerfällt in Schwimmkörper und Fahrgestell. Die Konstruktion der Schwimmer ist in dem schon zitierten Aufsatze an einem Beispiele in Holz- und einem zweiten in Duraluminiumkonstruktion beschrieben worden. Es dürfte genügen, hierauf zu verweisen.

Fahrgestellausbildungen sind in den nachstehenden Abb. 7 bis 12 dargestellt. Nach der Art des Schwimmeranschlusses unterscheidet man:

a) gelenkigen Anschluß in 4 Punkten,
b) steifen Anschluß in 2 Punkten.

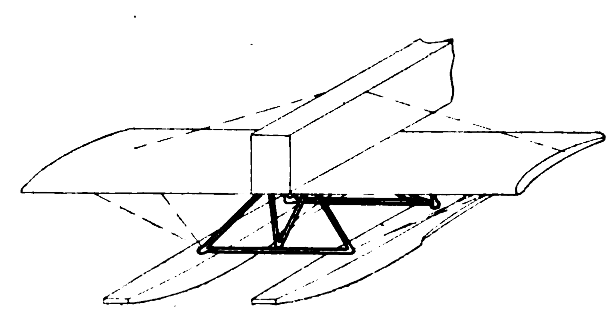


Abb. 8.

Beispiele für a) sind Abb. 7, 8, 9 u. 12, für b) die Abb. 10 und 11. Der steife Anschluß erfolgt vermittelst einer Stahlblechdüte nach Abb. 6. Die meistbeanspruchte, zum Rumpf führende Strebe ist in die Düte übergeleitet und steif mit derselben verbunden, die übrigen Flügel-, Diagonal- und Horizontalstreben oder Kabel sind gelenkig angeschlossen.

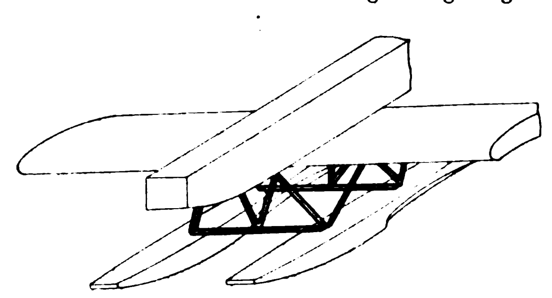


Abb. 12.

Die Düte wird auf einer Bockkonstruktion des Schwimmers verschraubt, sie liegt in der Mitte oder noch besser etwas nach außen verschoben in der Schwimmerdecke.

Das Fahrgestell der Abb. 7 ist den Landflugzeugen nachgebildet, es hat sich in der Praxis wegen der geringen Stabilität nicht bewährt. Bei der Ausbildung 8 sind gegenüber 7 auch die Flügel durch Kabel angeschlossen, bei Abb. 9 durch Stäbe. Ein Nachteil von 8 gegenüber 9 ist die größere Längung der Kabel und ein dadurch ermöglichtes Flattern der Flügel, umgekehrt wird bei 9 die außerordentlich starke Ausbildung und das Gewicht der Flügelstäbe als nachteilig empfunden. Bei Abb. 12 führen die Flügelstäbe nur zu den Rumpfansatzstücken, da die in Metall konstruierten Flügel freitragend sind.

Der steife Schwimmeranschluß wird vornehmlich bei Eindeckern ausgebildet; die Doppeldecker, aber auch einige Eindecker, sind in 4 Gelenkpunkten mit dem Schwimmer verbunden. Die übliche Konstruktion zeigen Abb. 10 u. 11.

Die größeren G- und R-Flugzeuge haben wegen der infolge mehrerer Motoren notwendigen Teilung der Massen noch kompliziertere Ausbildungsformen. Anstatt eines im Rumpf

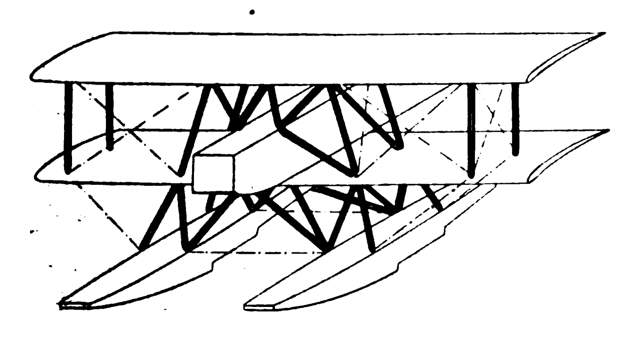


Abb. 10.

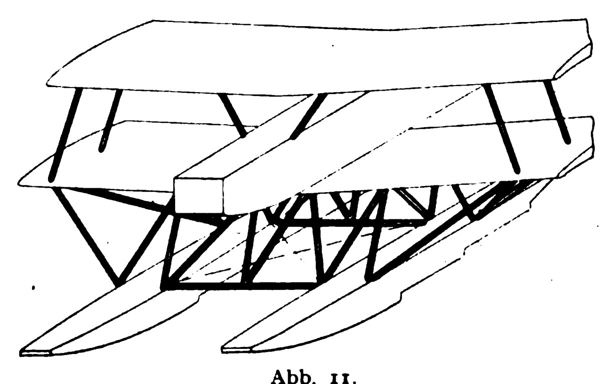


Abb. 11.

untergebrachten sind 3 Schwergewichte: Rumpf und 2 Motorgehäuse, zu unterscheiden. Alle 3 müssen auf 2 Schwimmer oder ein Boot abgestützt werden. Der gelenkige Anschluß der Stäbe wird hier zur Regel, wie überhaupt der steife Anschluß nur den leichtesten Flugzeugen charakteristisch ist.

Die vorgebrachten Darlegungen bezwecken, das Interesse der Konstrukteure und Theoretiker auf ein Gebiet zu lenken, auf dem bisher noch sehr wenig gearbeitet ist. Man findet bisher keine Veröffentlichung, die sich mit der Beanspruchung des Seeflugzeugs im Wasser, das doch sein zweites Lebenselement ist, beschäftigt, oder eine Systematisierung der Fahrgestelle versucht. Der Vortrag dürfte gezeigt haben, daß der Unterbau bei den Seeflugzeugen ein der Zelle gleichwertiges Organ ist und deshalb Anspruch auf gleich gewissenhafte Durchrechnung und Ausbildung hat, woran es bisher mangelte. Gegenüber dem Radgestell der Landflugzeuge ist die Bedeutung des Seeflugzeugunterbaus eine weit wichtigere. Der Unterbau soll die Eigenschaften des Gleitbootes mit den Bedingungen des Schiffes vereinigen, die Beanspruchung ist eine viel heftigere und mannigfaltigere wie beim Radgestell, trotzdem dürfen die Formen nicht zu schwer werden, soll das Flugzeug auch die Luft gleich gut beherrschen. Seeflugzeuge werden deshalb an sich schon schwerer wie gleichartige Landflugzeuge, ein Umbau des letzteren, dürfte wegen mangelnder Festigkeit ohne Verstärkung der Konstruktion nicht durchführbar sein.

Die Verwendungsmöglichkeiten von Flugzeugen.

von Oberstleutnant a. D. Siegert.

In Kürze wird bei Mittler & Sohn ein umfangreiches Werk »Unsere Luftstreitkräfte im großen Krieg« erscheinen.

Der von mir verfaßte Abschnitt »Ausblick in die Zukunft« enthält neben einer kurzen Schilderung der voraussichtlichen Weiterentwicklung des militärischen Flugwesens unserer bisherigen Gegner eine eingehende Betrachtung der Zukunftsluftfahrt im Friedensdienst des Verkehrs, Erwerbslebens und Sports, der Wissenschaft, Forschung und Kunst.

Es sei nachfolgend der Versuch gemacht, von dieser Grundlage ausgehend eine gedrungene Übersicht aller der Gebiete zu geben, auf denen das Flugzeug im kommenden Jahrzehnt berufen sein wird, eine erfolgreiche Tätigkeit zu entfalten. Um die Sammlung möglichst vollständig zu gestalten, habe ich in Stichworten auch die vom Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen bereits im Frühjahr 1919 veröffentlichten Beispiele von Gelegenheiten mit aufgenommen, die zwingenden Anlaß geben können, das Flugzeug jedem anderen Fortbewegungsmittel vorzuziehen.

1. Beschränkter Post- und Passagierluftverkehr in Ländern mit dichtmaschigem Eisenbahnnetz, nicht als Konkurrenz der Nachtschnellzüge, sondern zur Ausfüllung vorhandener Lücken, Beseitigung von Mängeln und zum Ausgleich von Unzulänglichkeiten der normalen Verkehrsmittel.

2. Planmäßiger Post- und Passagierluftverkehr in eisenbahnverkehrsarmen Ländern auf Strecken von 1000 km an aufwärts, z. B. überall da, wo sich nach dem Sprachgebrauch einem geographischen Begriff die Silbe »trans« gesellt hat (transsibirisch, transafrikanisch, transozeanisch).

3. Planmäßiger Post- und Passagierluftverkehr über Wasser auch auf kleinere und kleinste Strecken. Je reichgegliederter die Küsten, desto schärfer wird die dem Dampfer 5- bis 6fach überlegene Geschwindigkeit des Flugzeuges wirtschaftlich hervortreten.

4. Touristenverkehr zum Besuch landschaftlich schöner bzw. historischer Gegenden (Baumblüte, Gebirgs-, Seebäder-, Schlachtfelderflüge). Abkürzung der auf Gesellschaftsreisen bei Esels- und Kamelsritten zum Besuch weit verstreut liegender Sehenswürdigkeiten verbrauchten Zeit, vor allem im Orient bei dauernd guter Wetterlage und Notlandungsmöglichkeiten (Ägypten, Palästina, Indien).

5. Kleinverkehr zwischen Orten, die infolge Trennung durch Gebirgsketten nur auf Umwegen erreicht werden können, z. B. von Eisenach nach Kissingen. Bahnfahrt 1 Tag, Flugzeit 1 Stunde.

6. Abschluß von Börsengeschäften, bei denen Einsichtnahme in schriftliche Berechnungen erforderlich ist, bzw. persönlicher Besuch mehrerer Börsen am gleichen Tage.

7. Persönliche Rücksprachen in Erbschafts- und Testamentsangelegenheiten, die größte Beschleunigung erfordern. Herbeischaffung vergessener Schlüssel zu Geld- bzw. Dokumententresors.

8. Einholung eines aus Hamburg bereits abgefahrenen Ozeandampfers durch Flug nach Rotterdam.

9. Beibringung von eiligen Unterschriften in kaufmännischen Geschäften, Ausschaltung der Konkurrenz durch schnelleres Eintreffen an Ort und Stelle.

10. Lebensrettung von Kranken (Operationen, Schutzimpfungen) durch im Flugzeug hinzugezogene Ärzte. Krankentransport in Sanitätsflugzeugen. Verschickung medizinischer Laboratorien. Bekämpfung von Schlafkrankheit und Viehseuchen. (Eingeborenenversorgung Afrika-Asien.)

11. Vervielfachung der Möglichkeit von Gastspielreisen der Künstler. Teilnahme eines Reiters an mehreren örtlich weit voneinander getrennten Rennveranstaltungen am gleichen Tage.

12. Eiligste Entsendung von Diplomaten, Regierungs-, Gewerkschaftsvertretern, Agitatoren, Reportern bei Streiks, Unruhen, Volksabstimmungen, Löhnungstransport für die Truppen in Aufruhrgebieten.

13. Heranschaffung von Zeugen vor Gericht, dessen Nichterscheinen eine Vertagung des ganzen Beweisapparats erforderlich machen würde.

14. Transport wichtiger Maschinenersatzteile, deren Fehlen z. B. zum Ersaufen eines Bergwerks führen würde. Fliegende Reparaturwerkstätten zur Hilfeleistung notgelandeter Flugzeuge und Luftschiffe. Betriebsstoffversorgung.

15. Beförderung von Zeitungen vor allem in die Kurorte und in das Ausland.

16. Empfangnahme der von Ozeandampfern mitgebrachten Post 3 bis 4 Stunden vor deren Landung durch Wasserflugzeuge.

17. Landesvermessung, Lufttopographie, Herstellung von Stadtplänen, Touristen-, Radfahrer-, Automobil-, Luftstreckenkarten. Schaffung von Unterlagen für Bahn-, Kanal-, Siedelungsprojekte.

18. Festlegung der periodenweise aus den Strömungsverhältnissen bzw. Ebbe und Flut an den Küsten und in Flußbetten sich ergebenden Veränderungen der Ufergestaltung. Anschaulichmachen von Sand- und Muschelbänken für Hafenbau- und Lehrzwecke.

19. Anfertigung von Reklamebildern aus der Flugzeugperspektive, Abwurf von Flugblättern und Propagandamaterial.

20. Beteiligung an Walfisch-, Robbenjagd und Hochseefischerei. Beobachtung und Meldung über das Vorkommen bzw. die Bewegungsrichtung großer Fischzüge, Überwachung ausgelegter Netze. Bergung der Beute. Schnellster Transport in die Verbrauchszentren. Aufsuchen unzugänglicher oder nur unter Einsatz großer Expeditionen erreichbarer Jagdgründe (Kanada).

21. Herstellung der Verbindung zwischen Schiffen in Seenot und dem Festlande durch Flugzeuge über die Brandung hinweg. (Legen der Rettungskabel, Transport des Geräts, Zuführung von Lebensmitteln.)

22. Ausübung der Hafen- und Seepolizei in einem Maß, wie es von Dampfern und Motorbooten nicht im entferntesten erreichbar ist.

23. Unterstützung der Landespolizei. Verfolgung von Verbrechern, die sich durch Benutzung anderer Verkehrsmittel oder gar eines Flugzeuges auf der Flucht einen Vorsprung verschafft haben. Verhinderung der Verschiebung von Vermögen ins Ausland auf dem Luftwege. Photographische Aufnahmen der Verkehrszentren zu verschiedenen Tageszeiten für statistische Zwecke. Unblutige Behinderung verbotener Versammlungen durch dauerndes Überfliegen der Menge in geringer Höhe. Das Propellergeräusch würde jede An- und Aussprache ertöten können, ganz abgesehen von der Möglichkeit, die Aufmerksamkeit der Zuhörer abzulenken. Anwendung der im Kriege hochentwickelten Abhörtechnik. Sie wird im Signalsystem eines Luftverkehrs ebenso unentbehrlich werden, wie zur Überwachung »wilder« Flüge.

24. Wetterbeobachtungen, Erforschung der Atmosphäre.

25. Beteiligung an Polarexpeditionen und Erkundung der Eisverhältnisse für die Schiffahrt.

26. Beobachtung und photographische Aufnahme der Gestirne, von Sonnen- und Mondfinsternissen unter Überfliegung der für Fernrohrbeobachtung schädlichen Dunsthülle.

27. Mitwirkung bei archäologischen Expeditionen zu Wiederausgrabungen alter Kulturstätten durch Festlegung ihrer Grundrißgestaltung im Lichtbild.

28. Verschickung besonders aktueller Films oder frischer Blumen.

29. Kontrolle langer Überlandtelegraphenleitungen auf böswillig oder durch höhere Gewalt verursachte Zerstörungen. Mitwirkung des Flugzeuges bei Bekämpfung von Wald- und Präriebränden, die früher durch Unkenntnis des Entstehungszentrums und der vom Feuer eingeschlagenen Bahn so unendlich schwer wurde. (Lichtbildaufnahme und Abwurf von Löschbomben.)

30. Überwachung der ungeheuer ausgedehnten Großlandwirtschaftsbetriebe — insbesondere der Herden — in Australien und Südamerika.

31. Erkundung und Sprengung gefahrdrohender Eisstauungen in Flüssen und Kanälen, deren Nichtbeseitigung zu Dammbruchkatastrophen führen kann.

32. Ersatz der Bergseil- bzw. Zahnradbahnen durch Flugzeuge überall da, wo die Gipfelverhältnisse Landung und Abflug gestatten.

33. Luftsport. Fliegen als Selbstzweck. Aerobatik. Wettbewerbe. Rekorde. Kunstfliegen. Turniere (Totalisator). Fallschirmabsprünge. Gleit- und Segelflüge in motorlosen Flugzeugen. Aufstiege bemannter und unbemannter Drachen.

34. Drahtlose Schrift- bzw. Bildübermittelung der im Flugzeug im Dienst einer Berichterstattung gemachten Beobachtungen.

35. Luftpostbetrieb im besatzungslosen, durch elektrische Wellen ferngelenkten Flugzeug.

Zuschriften an die Redaktion.

Von Max Schuler.

Zum Aufsatz **„Zur Störungstheorie des Kreiselpendels“** von R. Grammel[1]) und zu der Bemerkung von H. Boykow[2]) sowie der Erwiderung von R. Grammel[3]):

Ich muß nach meinen praktischen Erfahrungen sowohl Herrn Boykow wie Herrn Grammel recht geben. Es kommt nur darauf an, wie groß man die Schwerpunkttieferlage des Kreiselpendels wählt.

Bei den ausgeführten Fliegerhorizonten von Anschütz & Co. wurde der Einfluß der Erddrehung stets geprüft. Er betrug bei den Apparaten 0,7°, eine Größe, die gegenüber der Neigung beim Fluge von 20 bis 30° nicht ins Gewicht fällt.

Um die Störungen, die durch ein Aneinanderreihen von Kurven entstehen, auszuschalten, wurde die Dämpfung sehr kräftig ausgebildet. Es ist dann nach der Theorie der erzwungenen Schwingungen ausgeschlossen, daß der Fehler, der für eine Kurve festgestellt wurde, auch im ungünstigsten Falle um ein leicht zu errechnendes Maß überschritten wird.

Es wurde ferner noch ein weiterer Kunstgriff benutzt, um eine zu starke Störung des Kreiselpendels zu vermeiden. Die Flugzeuge haben infolge des Propellerdrehsinns einen bevorzugten Drehkreis. So sind die deutschen Flugzeuge alle linkswendig. Der ungünstigste Fall Resonanz tritt dann ein, wenn die Kreiselrotation entgegengesetzten Richtungssinn hat wie die Drehung des Flugzeuges. Auf deutschen Flugzeugen wurde also der Fliegerhorizont mit einem von oben gesehen linksdrehenden Kreisel ausgestattet. Dann könnte der Fall der Resonanz nur eintreten, wenn eine große Anzahl von Rechtsspiralen von dem Flieger beschrieben würden. Dies ist in der Praxis aber nie der Fall, da der Flieger immer den Linksdrehsinn bevorzugt.

[1]) ZFM 1919, S. 1.
[2]) ZFM 1919, S. 124.
[3]) ZFM 1919, S. 125.

Es muß aber Herrn Boykow zugegeben werden, daß der Fliegerhorizont, wie er bis jetzt ausgeführt wurde, für Präzisionsmessungen keine genügende Genauigkeit besitzt. Für eine astronomische Ortsbestimmung wäre er z. B. zu ungenau. Hier kommt nur ein Kreiselhorizont in Betracht, der nach dem neuen Patent der Firma Anschütz & Co. (D.R.P. 317661) gebaut ist und bei dem der Kreisel seinen Präzisionskegel in 84 min durchläuft. Es ist dies die Schwingungszeit eines Pendels von der Länge des Erdradius. Man erkennt sofort, daß ein derartiges Pendel, wenn es ausführbar wäre, durch keine Flugzeugbewegungen gestört werden kann, da diese auf einer Kugelkalotte verlaufen und der Schwerpunkt des Pendels im Erdmittelpunkt stets in Ruhe bleibt. Die geringen Differenzen, die durch die Abplattungen der Erde entstehen, können vernachlässigt werden. Man hat es aber nicht nötig, dieses Pendel auszuführen, sondern es genügt, ein Kreiselpendel zu bauen, welches dieselbe Schwingungszeit hat. Ein derartiges Pendel läßt sich bei äußerster Anstrengung aller uns zu Gebote stehenden technischen Hilfsmittel auch ausführen.

Allerdings verursacht bei einem so langschwingenden Kreiselpendel die Erdrotation eine merkliche Ablenkung, die in ganz geringem Maße auch von der Flugzeuggeschwindigkeit abhängt. Doch lassen sich diese Fehler durch eine Korrekturrechnung leicht ausschalten. Will man dies vermeiden, so muß man zwei gleichgebaute Kreiselhorizonte verwenden, bei denen der Rotationssinn des Kreisels entgegengesetzt ist. Da in diesem Falle die Ablenkung für beide Kreisel verschiedene Vorzeichen besitzt, so läßt sich durch mechanische, optische oder rechnerische Mittelung der beiden Angaben auch der Einfluß der Erdrotation und der Flugzeuggeschwindigkeit ausschalten.

Ein derartiger Kreiselhorizont mit 84 min Schwingungszeit und zwei Kreiseln ist demnach theoretisch völlig fehlerfrei. Der scheinbare Widerspruch zwischen diesem Ergebnis und der von Grammel aufgestellten Störungstheorie des Kreiselpendels, die ich voll anerkenne, rührt daher, daß die Gleichungen der letzteren für Bewegungen in der Ebene aufgestellt sind, während bei einem derartig langschwingenden Kreiselpendel die kugelförmige Gestalt der Erdoberfläche berücksichtigt werden muß.

Ich hoffe, daß durch weitere Arbeit auf diesem Gebiete es möglich sein wird, dem Flieger ein wichtiges Meßinstrument zu liefern, mit dem der Flieger eine Ortsbestimmung während des Fluges ebenso sicher ausführen kann, wie jetzt der Seemann mit Hilfe der Horizontlinie des Meeres.

Bücher-Besprechungen.

Vereinheitlichung in der Industrie. Die geschichtliche Entwicklung, die bisherigen Ergebnisse, die technischen und wirtschaftlichen Grundlagen. Von Dr. G. Garbotz, München-Berlin 1920. Verlag R. Oldenbourg. 8°, VI und 218 Seiten mit 18 Abb. im Text. Preis geh. M. 9, geb. M 12.

Der Verfasser gibt ein klares Bild von der geschichtlichen Entwicklung, den technischen Ergebnissen und wirtschaftlichen Grundlagen der Vereinheitlichungsbestrebungen in den Industriestaaten.

Der erste Teil behandelt eingehend die Normungsbewegungen in Amerika, England und Deutschland.

Amerika hat zuerst, und zwar um die Mitte des 19. Jahrhunderts die industrielle Normung aufgenommen. Die Arbeiten erreichen um die Jahrhundertwende ihren Höhepunkt. Eine Zentralstelle fehlt.

In England hat im Jahre 1841 Whitworth durch seine Gewindenormalien die Normungsidee eingeführt. Im Jahre 1901 wurde der Britische Normenausschuß, das Main Engineering Standards Committee, als Zentralstelle für alle Vereinheitlichungsbestrebungen der englischen Industrie gegründet.

Deutschland nahm erst unter dem Druck des Weltkriegs die Normung auf. Eine Zentralstelle fand sich in dem Verein Deutscher Ingenieure, wo schon gute Vorarbeit geleistet war. Nach dem Muster des Britischen Normenausschusses wurde am 22. XII. 1917 der Normenausschuß der Deutschen Industrie (NDI) gegründet, dem als Ergänzung die Ausschüsse für wirtschaftliche Fertigung und Betriebsorganisation angegliedert sind.

Kurz beleuchtet werden die Vereinheitlichungsbestrebungen in den anderen Staaten. Internationale technische Vereinheitlichungsversuche sind seit langem mit den Grundnormen »Metrisches Maßsystem und Gewinde« und auf den Gebieten »Elek-



trotechnik, Materialprüfung und Eisenbahn-Spurweite« gemacht worden.

Der zweite Teil behandelt die bisherigen Arbeiten und Ergebnisse des Normenausschusses. Die große Anzahl der bisher genehmigten Normenblätter zeugen von der inzwischen im NDI geleisteten Arbeit.

Für den Inhalt des dritten Abschnittes, der wohl wegen der Behandlung der »technischen und wirtschaftlichen Grundlagen des Vereinheitlichungsgedankens der wichtigste ist, mögen folgende Stichwörter ein Bild geben: Technisch-ökonomische Grundlagen, Abfall- und Energie-Verlust und -Verwertung, Konzentration, Kontinuität, Generalisierung der Arbeit; Technische Grundlagen, Gesetzmäßigkeit, Austauschbarkeit; Privatwirtschaftliche Grundlagen, Materialausgaben, Lohnaufwendungen, Unkosten, Lieferzeit, Qualität; Volkswirtschaftliche Grundlagen, Massenbedarf und Lohnhöhe, die deutschen Verhältnisse bis 1914, Verständnis des Marktes, Verschiebung der wirtschaftlichen Verhältnisse durch den Krieg, die Folgen der Vereinheitlichung.

Mit dem Buch ist uns zum ersten Male eine zusammenfassende Darstellung der 'gesamten Vereinheitlichungsfragen in den Industriestätten der alten und neuen Welt gegeben worden. Die reichliche Literaturangabe macht das Buch besonders wertvoll; in ihm ist das Normungsproblem vom wirtschaftlichen-wissenschaftlichen Standpunkt aus untersucht und behandelt worden. Jeder Ingenieur findet neben den Grundlagen zum Studium technisch-ökonomischer und privatwirtschaftlich-organisatorischer Fragen vor allem Wege, auf denen unsere schwer geschädigte Volkswirtschaft wieder gesunden kann.

16. 4. 20. Wendt.

Taschenbuch für Monteure elektrischer Beleuchtungsanlagen. Unter Mitwirkung von Gottlob Lux und Dr. C. Michalke bearbeitet und herausgegeben v. S. Freiherrn v. Gaisberg. 68.—72. umgearbeitete und erweiterte Auflage mit 224 Abbildungen. Verlag R. Oldenbourg in München und Berlin. Preis M. 9.—.

Gaisbergs Taschenbuch war seit einem halben Jahre vergriffen. Diese hauptsächlich von dem jungen technischen Nachwuchs schmerzlich empfundene Lücke der elektrotechnischen Literatur wird durch die soeben erschienene 68. Auflage ausgefüllt. Durch die vom Herrn Verfasser und Verleger notwendig gehaltene durchgreifende Neubearbeitung wurde das Erscheinen der neuen Auflage verzögert. Nunmehr ist als Entschädigung für die Wartezeit auch ein Werk geschaffen, das allen Ansprüchen gerecht werden dürfte.

So wurde der Buchinhalt in allen Teilen dem Stande der Technik wieder angepaßt, namentlich auch unter Beachtung der vom Verband Deutscher Elektrotechniker neu herausgegebenen Bestimmungen. Dabei sind u. a. zur Geltung gebracht die Bestimmungen über das Anwenden von Ersatzleitungen in der Zeit des Übergangs auf den zu erwartenden Friedenszustand und über die für die Vereinheitlichung der elektrischen Betriebe ausgewählten Spannungswerte.

Zur weiteren Ergänzung des Buchinhalts haben die im Bau und Betrieb elektrischer Anlagen gesammelten Erfahrungen Anlaß gegeben. Die Anleitungen für das Maschinenaufstellen wurden unter Zuhilfenahme von Abbildungen erweitert. Das Ändern der Wicklungsschaltung an Stromerzeugern bei verlangtem Drehrichtungswechsel ist durch Schaltbilder für Hauptstrom- und Nebenschlußmaschinen sowie für Maschinen mit Wendepolen und Kompensationswicklung erläutert. Die Abhandlung über den Drehtransformator wurde durch ein Schaltbild mit Beschreibung des Verfahrens beim Herausnehmen eines Drehtransformators aus dem Leitungsnetz und beim Wiederinbetriebnehmen ergänzt. Zum Beantworten der Frage, welche Art von Selbstschaltern für bestimmte Zwecke genommen werden soll, sind die Eigenschaften der Hitzdraht- und Laufwerkauslösung sowie der unmittelbaren und mittelbaren Auslösung erörtert. Anfragen aus Technikerkreisen über das Handhaben der Formeln für das Leitungsberechnen gaben Anregung zum Erweitern der zugehörigen Beispiele und Erläuterungen. In den Abhandlungen über den Freileitungsbau ist die zunehmende Anwendung von Aluminium berücksichtigt. Die Beschreibung der Vorkehrungen zum Unterdrücken der Kapazitätslichtbögen in Freileitungsnetzen wurden dem Stande der Technik neu angepaßt. Die Grundzüge für das Entwerfen von Beleuchtungsanlagen wurden in dem für Monteure in Betracht kommenden Umfang behandelt. Eine kurze Beschreibung der für einige Sonderzwecke empfehlenswerten Glimmlampe ist hinzugekommen. Zum wirtschaftlichen Laden von Kleinakkumulatoren wurde Anleitung gegeben. Die zunehmende Verbreitung elektrischer Stromversorgung für landwirtschaftliche Betriebe fand gebührende Beachtung. Zu der Anleitung für das Verhalten bei Bränden in elektrischen Betrieben kamen Anhalte für die ebenso wichtige Vorsorge gegen das Entstehen von Bränden.

Schon die Aufführung der in der Neuauflage aufgenommenen Ergänzungen erweist, daß der Inhalt des Buches weit über den Rahmen seines Titels hinausgeht. Nicht nur die Leitungen und Beleuchtungsanlagen sondern auch die elektrischen Maschinen, Motoren, Motorgeneratoren und Umformer, Transformatoren, Akkumulatoren und Apparate sind in gleicher Ausführlichkeit behandelt. Auch die Titelfassung »für Monteure« dürfte für das Interessentengebiet zu eng umgrenzt sein, das Buch wird jedem Elektrotechniker ein unentbehrliches Handbuch und nie versagender Berater und in seiner ansprechenden Taschengröße jedem Praktiker ein ständiger Begleiter sein.

Die Luftfahrt-Rundschau.

wird, wie bisher, von Herrn Dr. E. Everling, dem Schriftleiter des »Flugarchivs« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller, zusammengestellt.

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40.

Die Schriftleitung.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Fr. Listemann, Berlin-Wilmersdorf, Kaiserallee 41.

Hans Hesse, Neubabelsberg, Kaiserstr. 39.

Dipl.-Ing. Karl Balaban, Schwechat b. Wien, Brauhaugasse 2.

Frhr. von Freyberg-Eisenberg, Allmendingen, Fliegerhorst, Döberitz.

Hermann Balgé, Rostock i. M., Hopfenmarkt 4, Postfach 21.

Marinebaurat Bröckling, Admiralität, Berlin W. 10, Königin Augustastr. 38/42.

Regbmstr. Ewald, Oberlehrer der Baugewerkschule Neukölln, Charlottenburg, Goethestr. 62.

Außerordentliche Mitglieder:

Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Zeesen b. Königswusterhausen.

Rostocker Aero-Club E. V., Rostock i. M., Geschäftsstelle, Hopfenmarkt 4.

Ortsgruppe Rostock des Deutschen Luftflotten-Verein E. V., Rostock i. M., Geschäftsstelle Hopfenmarkt 4.

2. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unserm Mitglied Herrn Obering. Paul Stumpf-Breslau wurde das Eiserne Kreuz II. Klasse am schwarz-weißen Bande verliehen.

3. Adressenänderungen:

Kaplt. Bertram, Warnemünde, Diedrichshäger Chaussee 11.

Hofrat Dr. Ackermann-Teubner, Leipzig, Moschelesstr. 1.

Heinrich Wolf, Leipzig, Löhosstr. 21 pt.

Ministerialdirektor Dr. Naumann, Berlin W. 8, Unter den Linden 4.

Marinebaumeister Krause, Malmö, Hamngatan 4.

Major George, im Stabe des Reichswehrkommandos 1, Königsberg i. Pr., Orselusstr. 14.

O. Brickenstein, Düsseldorf-Oberkassel, Düsseldorferstr. 15.

Walter Doblhoff, Berndorfer Metallwarenfabrik A. Krupp A.-G., Berndorf N.-Oe.

L. Biermann, Bremen, Blumenthalerstr. 15.

W. Coulmann, Hamburg, Wandsbecker Chaussee 76.

Obering. C. Hanfland, Berlin SO. 16, Schmidtstr. 35.

Dipl.-Ing. Otto Enoch, Berlin-Schöneberg, Hewaldstraße 6.

Dr. H. Wolff, Adlershof b. Berlin, Bismarckstr. 6 III.

Dr. Grammel, Prof. f. Mechanik an der Technischen Hochschule Stuttgart.

Dipl.-Ing. Hassenbach, Hamburg, Mundsburger Damm 59 pt.

Dipl.-Ing. Hintze, Dessau, Junkerswerke.

Dipl.-Ing. Gutermuth, Berlin SW. 61, Großbeerenstraße 13a.

Dr. Nusselt, Prof. a. d. Techn. Hochschule Karlsruhe i. B., Klauprechtstr. 9.

Versuchsbau Hellmuth Hirth, Cannstatt, Pragstr. 31.

Hptm. Fr. Geerdtz, Berlin-Steglitz, Fichtestr.

Die Geschäftsstelle.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Wettbewerbe.

Bestimmungen zum Hauptpreis von M. 40000

der Ausschreibung eines Wettbewerbes zur Hebung der Sicherheit der auf Verkehrsluftfahrten tätigen Bemannung und der auf dem Luftwege zu befördernden Reisenden (vgl. »Luftweg« Nr. 8/9 vom 4. März 1920, S. 1).

1. Der Preis soll dem Bewerber zufallen, der in einem zum Luftverkehr zugelassenen Motorluftfahrzeug die zweckmäßigste Anbringung bzw. Verwendung bewährter oder neuartiger, prüfungsfähiger Sicherheitsvorkehrungen gegen im Wesen der Motorluftfahrt begründete Unfallmöglichkeiten zur Vorführung bringt. Als Hauptrichtlinie gilt die Forderung, daß für die Zuerkennung eines Preises nur Vorrichtungen zur engeren Wahl gelangen können, die ihre Anwendung nicht nur im offenen Luftfahrzeug, sondern vornehmlich auch bei und trotz geschlossener Kabinen zulassen.

2. Die Beteiligung am Wettbewerbe ist an die deutsche Staatsangehörigkeit des Bewerbers nach dem Stande vom 1. Januar 1920 geknüpft.

3. Alle von den Bewerbern vorzuführenden Sicherheitsvorrichtungen müssen in Deutschland nach eigenen Angaben der Bewerber ohne Verwendung im Auslande hergestellter Teile angefertigt sein und ihre praktische Prüfung in einem Motorluftfahrzeug während der Fahrt bzw. des Fluges zulassen.

4. Bis zum 3. Januar 1921 mittags 12 Uhr müssen von den Bewerbern bei der Deutschen Luftsport-Kommission eingegangen sein:
a) Genaue Anschrift des Bewerbers mit Angabe der Staatsangehörigkeit (vgl. Ziffer 2).
b) Kurze mit Skizzen versehene Beschreibung der Sicherheitsvorrichtungen und ihrer Wirkungsweise, in zehn Ausfertigungen.
c) Angabe, in welchen Werkstätten die angemeldete Sicherheitsvorrichtung hergestellt worden und für welche Luftfahrzeuge sie bestimmt ist, sowie pflichtmäßige Versicherung, daß die in Wettbewerb tretenden Vorrichtungen in einer deutschen Werkstatt ohne Verwendung aus dem Auslande bezogener Teile hergstellt sind (vgl. Ziffer 3).
d) Angabe des Ortes, an dem die Vorführung der Sicherheitsvorkehrungen im Fluge bzw. der Fahrt auf Anforderung des Preisgerichts erfolgen kann (vgl. Ziffer 6).
e) Erklärung des Bewerbers, daß er auf Entschädigungsansprüche, welcher Art sie auch immer sein mögen, verzichtet, auch für den Fall der Beschädigung oder des Verlustes der vorzuführenden Vorrichtungen sowohl gegenüber den Veranstaltern als auch deren Organen, und daß er sich gegen Haftpflicht aus einem etwa gegen ihn erhobenen Schadensersatzanspruch angemessen versichert hat.
f) Nachweis, daß ein Nenngeld von M. 200 auf das Postscheckkonto Berlin NW 7 Nr. 26285 der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt eingezahlt worden ist. Dieses Nenngeld wird im Falle der Zulassung zur Vorführung zurückerstattet.
g) Die Erklärung, daß der Bewerber sich den von dem Preisgericht bzw. der Prüfstelle zu stellenden Prüfbedingungen unterwirft und auf Anrufung des ordentlichen Gerichts wegen Maßnahmen der Entscheidungen des Preisgerichts verzichtet.

5. Preisgericht.
a) Zusammensetzung:
Vorsitzender: Oberstleutnant a. D. Siegert, Charlottenburg.
Mitglieder: Hauptmann a. D. von Bentivegni, Lichtenrade.
Dr. phil. et med. Koschel, Berlin.
Je ein seitens
aa) des Reichsamts für Luft- und Kraftfahrwesen,
bb) der Polizeifliegerstaffeln der Sicherheitspolizei,
cc) der Konvention der Luftverkehrsunternehmungen zu benennendes Mitglied.
b) Die Deutsche Luftsport-Kommission kann zur Ergänzung des Preisgerichtes weitere Herren berufen.
c) Die Entscheidungen des Preisgerichts erfolgen mit Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder.
d) Das Preisgericht entscheidet über die Zulassung zur Vorführung.
e) In allen Zweifelsfragen entscheidet das Preisgericht unter Ausschluß des ordentlichen Rechtsweges. Gegen Entscheidungen des Preisgerichts ist eine Berufung an die Deutsche Luftsportkommission zulässig, die innerhalb von 14 Tagen (Postaufgabestempel) nach Zustellung der Entscheidung an den Bewerber bei dem Vorsitzenden der Deutschen Luftsportkommission eingelegt werden muß.
f) Das Preisgericht ist befugt, den Preis zu teilen, zu mindern oder von einer Preiszuerkennung überhaupt Abstand zu nehmen.

6. Prüfstelle und Prüfverfahren.
a) Die Prüfstelle und die Prüfverfahren sind vorbehalten.
b) Die praktische Prüfung der zum Wettbewerbe kommenden Vorrichtungen soll im Januar 1921 beginnen und nach Möglichkeit im Laufe des März beendet sein.
Der Bewerber hat die den Mitgliedern des Preisgerichts und der Prüfstelle entstehenden Reisekosten zu tragen, wenn die Prüfung nicht auf dem Flugplatz Johannisthal stattfindet.
c) Die Prüfung erfolgt auf dem Flugplatz Johannisthal in einer auszulosenden Reihenfolge; für andere Orte wird der Zeitpunkt der Prüfungen dem Stande der Verkehrsverhältnisse entsprechend festgesetzt.
d) Die Bewerber können der Prüfung beiwohnen oder sich bei der Prüfung vertreten lassen. Es ist ihnen oder ihren Vertretern jedoch nicht gestattet, in das Prüfverfahren einzugreifen.

7. Alle vorgeführten und preisgekrönten Sicherheitsvorrichtungen sowie alle Rechte, insbesondere gewerbliche Schutzrechte auf sie verbleiben im Eigentum der Bewerber.

8. Die Beschreibungen gehen (vgl. Ziffer 4) in den Besitz der Deutschen Luftsportkommission über, welche das Recht besitzt, über die Ergebnisse der Prüfungen unter Benutzung dieser Beschreibungen öffentlich zu berichten.

9. Dem Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen wird die allgemeine Einführung preisgekrönter Sicherheitsvorrichtungen an Bord von Verkehrsluftfahrzeugen auf dem Wege der Verordnung vorbehalten. ND. **16.**

Der vom amerikanischen Aero-Club organisierte **Rundflug um die Welt** ist aufgehoben worden. Man hatte sich die Sache etwas zu leicht vorgestellt. (»Dt. Luftfahrer-Zeitschr.«, Bln., Nr. 4, S. 56.) ND. **16.**

Flug nach Niederländisch-Indien. Nach Meldung des niederländischen Korrespondenzbureaus wird der Flug nach Niederländisch-Indien, den Lt. Koppen zu unternehmen im Begriff steht, nicht durchgeführt werden können, da sich England nicht bereit erklärt hat, die erbetenenen Erleichterungen beim Fluge über englisches Gebiet zu gewähren, weil sein Flugzeug deutschen Ursprungs ist. (»Algemeen Handelsblad«, Amsterdam, 19. 3. 1920.) ND. **15.**

Höchstleistungen.

Die **„Commission Sportive Aéronautique"** des Aero-Klubs von Frankreich hat folgende Rekorde anerkannt:

Größte Geschwindigkeit in geschlossenem Kreise (nur Führer):
Bernhard de Romanet am 22. 8. 19: 268,63 km/h.

Größte Geschwindigkeit auf gerader Strecke von 1 km:
Sadi Lecointe am 7. 2. 20: 275,86 km/h (Villacoublay).

Größte Geschwindigkeit auf gerader Strecke von 1 km: Casale am 28. 2. 20: 283,46 km/h (Villacoublay).

Romanet benutzte einen Nieuport, Casale einen Spad-Herbemont, beide mit 300 PS-Hispano-Motor. (»l'Auto«, Paris, 3. 4. 20.) ND. **15.**

Dänemark.

Die Organisation des dänischen Luftverkehrswesens soll sich nach einstimmigem Beschluß des Luftfahrt-Ausschusses, an dem u. a. Mitglieder aller Reichstagsfraktionen teilnahmen, wie folgt aufbauen. Es sollen einige Flugzeuge zur weiteren Ausbildung im Fliegen und zum Schulen des Fliegernachwuchses für den Staatsdienst, gegebenenfalls auch für Privatflieger, gehalten werden. Die Flugplätze



sollen dem Privatverkehr offenstehen. »Das Ziel ist ein selbständiges Staatsverkehrsflugwesen«, das sich auf die vorhandenen militärischen Einrichtungen und Personen stützen muß; z. B. die Militärflugschule in Christianhavns Feld und die Marine-Flugbootstation könnten die Verkehrsaufgaben übernehmen. Das wäre jedoch nur eine vorläufige Regelung, da die Heeresflugschule demnächst aufgelöst werden kann. Dann soll das Material an das Verkehrsflugwesen übergehen, das dann eine Flugschule für den öffentlichen und privaten Luftverkehr wie für Militärzwecke zu gründen hätte. Bei der Ausbildung der Privatflieger ist an den gewerbsmäßigen Personenverkehr gedacht; der »unterste Grad« des Flugzeugführer-Zeugnisses berechtigt noch nicht zum Führen von Verkehrsflugzeugen, aber zur Ausbildung dazu.

Als Leiter des Staatsflugwesens wird ein vom König zu ernennender Direktor mit 10500 Kronen Gehalt vorgeschlagen; er wäre zuständig für die Eintragung der Luftfahrzeuge, für die Überwachung von Personal und Material, von Landeplätzen und staatlichen Flugschulen und für die Verwaltung der staatlichen Flughäfen und Landeplätze. Außer Werkmeistern (Monteuren?) usw. wären 12 Flieger notwendig, die einen zur Weiterbildung der Flieger mit 4800, die anderen als praktische Flieger mit 3000 Kronen Jahresgehalt; sie werden für höchstens 5 Jahre angestellt. Zum Anschaffen und Unterhalten von Flugzeugen wären für das erste Jahr 300000 Kronen nötig. Zur Fliegerausbildung sind 8 Land- und 4 Seeflugzeuge erforderlich, die Unterhaltung wird mit jährlich 150000 Kronen veranschlagt. Die Staatsflugschulen würden in dem bereits bestehenden Militärflugplatz Christianshavn und in der Flugbootstation eingerichtet. Ein Lufthafen müßte an einer anderen Stelle eingerichtet werden, und es wird empfohlen, möglichst bald ein Gelände zu sichern. »Berlingske Tidende«, Kopenhagen, den 4. März 1920.) ND. 12/13.

Deutschland.

Flugtätigkeit der Deutschen Luft-Reederei während des ersten Betriebsjahres vom Februar 1919 bis Februar 1920.

Die Deutsche Luftreederei hat während des ersten Jahres ihres Betriebes ihre gesamte Organisation in den Dienst des öffentlichen Verkehrs gestellt und mit 71 Post- und 13 Großflugzeugen über 3000 Passagiere, über 350000 kg Postladungen und andere Lasten befördert und trotz großer Betriebsstoffschwierigkeiten mit ihren Flugzeugen 650000 km zurückgelegt, eine Entfernung, die etwa dem 6fachen Erdumfang oder einem Fluge von der Erde zum Monde und fast wieder zurück entspricht.

Übersicht über den Flugbetrieb:

Strecke	Luftentf.	Durchschnittsflugzeit		Zahl der ausgef. Flüge	Seit wann im Betriebe
	km	h	min		
Berlin—Leipzig—Weimar	250	2	18	893	5. II.
Berlin—Hamburg	260	2	10	571	1. III.
Berlin—Hannover—[1]) Rheinland—Westfalen	490	4		402	15. IV.
Berlin—Warnemünde	220	1	55	159	15. IV.
Berlin-Swinemünde	175	1	15	132	5. VII.
Sonderflüge				1389	
im ganzen				3546	

[1]) mit Zwischenlandung in Hannover und Braunschweig.

Außerdem war in regelmäßigem Flugplanbetrieb seit 5. Juli die Strecke Hamburg — Westerland.

Da die Versorgung mit amtlichen Betriebsstoffen am 1. August völlig aufhörte und die Preise für Auslandsbenzin so hoch stiegen, daß eine Fortführung des regelmäßigen Luftpostverkehrs nicht mehr zu rechtfertigen gewesen wäre, so wurde Anfang August der Dienst auf den oben erwähnten Linien eingestellt und nur der Sonderflugverkehr fortgesetzt.

Während des Sommers wurden in Groß-Flugzeugen jeden Donnerstag Rundflüge von einstündiger Dauer über die Märkischen Seen und jeden Sonnabend Wochenendflüge nach Swinemünde ausgeführt, die sich lebhaften Zuspruches erfreuten.

In Dresden, Leipzig und Gelsenkirchen fanden Werbeflüge, verbunden mit Schau- und Passagierflügen statt.

Während der Messen in Leipzig wurde ein besonderer Flugdienst zwischen Berlin und Leipzig organisiert. Eine große Anzahl von Post- und Groß-Flugzeugen war notwendig, um den lebhaften Verkehr von Leipzig nach Berlin und anderen Städten Deutschlands zu bewältigen.

Während verschiedener Verkehrseinstellungen hat die Deutsche Luftreederei einen großen Teil ihrer Flugzeuge den Reichsbehörden, insbesondere der Postverwaltung, zur Verfügung gestellt, die zur Aufrechterhaltung des öffentlichen Verkehrs beigetragen haben.

In bezug auf die Sicherheit des Flugdienstes hat das bisherige Ergebnis alle Erwartungen überstiegen, da über 95 vH aller Flüge glatt durchgeführt werden konnten.

Die Beziehungen, die die Deutsche Luftreederei zu den führenden Luftverkehrsgesellschaften Englands, Hollands und der Skandinavischen Länder angeknüpft hat, lassen eine baldige Weiterentwicklung des zwischenstaatlichen Luftverkehrs, der sich vorläufig nur auf Gelegenheitsflüge nach Holland und den skandinavischen Ländern erstreckt hat, erwarten. (»Sonderbericht«.) ND. 16.

Frankreich.

Ein neuer Motor. Péthoud, Direktor der Flieger-Hochschule in Lausanne, hat seinen neuen Motor vor einigen Fachleuten geprüft. Es ist ein 1 Zyl.-Zweitaktmotor mit 80 mm Bohrung und 105 mm Hub, der mit einem Gemisch mit 50 vH Petroleum läuft und besonders einfach, im ganzen aus 8 Teilen, zurmmengesetzt ist. Nocken, Stoßstangen usw. sind vermieden. Der Motor wird später von französischen und englischen Fabriken mit 4 Zylindern hergestellt. (»La Presse«, Paris, 18. März 1920.) ND. 16.

Österreich.

Fliegerfortbildungskurse des Österreichischen Aero-Klubs sollen in der Dauer von etwa zwei Monaten in nächster Zeit eröffnet werden. Entsprechend den Anforderungen der neuen Luftverkehrsbestimmungen wird über folgende Gebiete vorgetragen:

1. Flugtechnik,
2. Motorenkunde,
3. Luftrecht und Luftverkehrs-Bestimmungen,
4. Flugzeug-Navigation,
5. Wetterkunde für Luftfahrer,
6. Funkerwesen für Luftfahrzeuge.

Anmeldungen und Anfragen sind an das Sekretariat des Österreichischen Aero-Klubs, Wien, 1. Bezirk, Tauchlauben Nr. 3 zu richten. (»Auto-Liga«, Dresden, Heft Nr. 7 vom 27. 3. 1920, S. 87.) ND. 14.

Rußland.

Die Lage der Flugzeugindustrie. Vor dem Kriege bestanden in Rußland nur vier Flugzeugfabriken, drei in Petersburg und eine in Moskau. Außerdem waren in Riga und in Moskau zwei Fabriken mit der Herstellung von Flugmotoren beschäftigt. Diese Fabriken beschäftigten insgesamt ca. 2000 Arbeiter. 1915 entstanden zwei neue Flugzeugfabriken und 1916 und 1917 wurden noch zwei neue Unternehmungen für Flugzeugfabrikation gebildet. Nebenher entstanden während des Krieges zahlreiche kleinere Betriebe. Die Entwicklung der Erzeugung bewegte sich mit Riesenschritten aufwärts. 1914 wurden insgesamt 329 Flugzeuge hergestellt, 1917 bereits 963. Der Wert der Flugzeuge aus der Produktion von 1914 betrug etwa 4 Mill. und erreichte 1917 die Höhe von 50 Mill. Die Ausführung der Arbeiten in den Flugzeugfabriken Rußlands stand nicht besonders hoch. Die Arbeit wurde mit großer Hast und mit verhältnismäßig geringer Sorgfalt erledigt. Die neu gegründeten Fabriken waren zum größten Teil Abteilungen und Zweigunternehmungen ausländischer Flugzeugfirmen. 1916 wurden z. B. in Moskau und in Petersburg Filialen französischer Fabriken errichtet. Die Moskauer Abteilung der französischen Fabriken ist 1918 durch Feuer vernichtet worden. Augenblicklich werden Motoren nur noch in 3 Betrieben: »Gnom«, »Rhone« und »Motor« erzeugt. (»Auslands-Nachrichten«. Frankf. a. M., 9. 4. 20.) ND. 16.

Spanien.

Spanische Luftpostmarken. Das spanische Finanzministerium hat an den Direktor des Postdepartements eine Verordnung erlassen, die folgende Bestimmungen enthält:

1. Für den Luftpostverkehr sind besondere Briefmarken herzustellen, deren Zeichnung ein fliegendes Flugzeug darstellen muß.
2. Die Luftkorrespondenz ist ausschließlich mit den Luftpostmarken zu frankieren und muß den Aufdruck »Luftpost« tragen.
3. Die Postsendungen der Linie Barcelona—Alicante—Malaga (der Gesellschaft Latecoère) sind entsprechend dem Inlandsposttarif, zuzüglich eines Zuschlagportos von 0,50 Pesetas für je 15 g zu frankieren. (»La Libertad«, Madrid, 23. 3. 1920.) ND. 16.

Tschecho-Slowakei.

Der erste Internationale Flugwettbewerb mit Luftfahrt-Ausstellung in Prag 1920 wird vom Tschecho-slowakischen Aero-Klub gemeinsam mit dem Tschecho-slowakischen Flugzeugführerverbande veranstaltet. Nach dem schon heute zutage tretenden Interesse kann man sicher sein, daß man dieses Jahr in Prag nicht nur die berühmtesten Flieger, sondern auch die neuesten Errungenschaften der aviatischen Industrie der ganzen Welt zu sehen bekommen wird (!) »Illustr. Flug-Welt«, Leipzig, 3. 3. 1920.

Nach Mitteilung des Bureaus der Luftfahrt-Ausstellung vom 8. April sind die Vorarbeiten noch nicht abgeschlossen, so daß vorläufig noch keine maßgeblichen Mitteilungen gemacht werden können. Das Bureau hat jedoch baldige Auskunft zugesagt. (Sonderbericht). ND. 16.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugberechnung. Einfluß der Änderung des Flügelausmaßes auf die Steigleistung eines Flugzeuges, wenn das Flugzeug im übrigen ungeändert bleibt, wenn man weiter annimmt, daß eine etwaige Verbesserung der Gleitzahl (durch Vergrößerung der Tragfläche) wieder aufgewogen wird durch den Einfluß des Mehrgewichtes. »Vorschnell urteilend oder gestützt auf gewisse mathematische Abhandlungen . . . wird man der Ansicht . . . sein, es könne nur eine Vergrößerung der Tragdeckfläche in Frage kommen. Es wird aber . . . . auf Grund der Arbeiten von Everling . . . . gezeigt . . . . daß ein Flugzeug bezüglich der zu verbessernden Steigleistung auch zu große Flügel haben kann . . . . insbesondere wird an seinen (vorher von Sée, Alayrac usw. D. Ber.) . . . . Ansatz geknüpft, daß der Schraubenzug im Fluge proportional dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit abnehme. Andere . . . . setzen . . . . das Produkt Schraubenzug × Geschwindigkeit . . . . konstant an. Diese große Vereinfachung kann aber mit unserer obigen kaum in Vergleich gebracht werden.«

Aus einer Erweiterung des »Hubkurven-Diagramms« für den Fall geänderter Flügelfläche ergibt sich die Änderung der Steiggeschwindigkeit abhängig von einer mit der Flughöhe veränderlichen Rechnungsgröße, nämlich dem »Verhältnis der Schraubenzugverringerung infolge der Bahngeschwindigkeit des Flugzeuges zu dem Teile des Schraubenzuges, der lediglich dem Anstieg dient«. Dieser Wert kann für bestimmte Flugzeuge und eine bestimmte Höhe aus dem Hubkurvendiagramm entnommen werden; die zugehörige günstigste Tragflächenänderung und die entsprechende beste Steiggeschwindigkeit ergeben sich aus einer einfachen Beziehung. Ist jene Rechnungsgröße gerade $1/2$, so hat man in der betreffenden Höhe mit der vorhandenen Flügelgröße die bestmögliche Steiggeschwindigkeit, ist sie kleiner oder größer als $1/2$, so wäre die Tragfläche zu verkleinern bzw. zu vergrößern, um in der betrachteten Höhe die beste Steiggeschwindigkeit zu erzielen; denn bei ungeänderter Flügelfläche liegt die beste Steiggeschwindigkeit in größerer bzw. geringerer Höhe.

Für die Praxis folgt: Hat ein Flugzeug mit vorgeschriebener Gipfelhöhe in größeren Höhenlagen zu geringe Steiggeschwindigkeiten, so ist die Tragfläche zu vergrößern; damit wird aber die Steiggeschwindigkeit in Bodennähe schlechter — und umgekehrt. Unter den verschiedenen Steiggeschwindigkeitsgraden für verschiedene Flächengröße ist die mit der geringsten Steiggeschwindigkeit bis zu einer bestimmten Höhe zu untersuchen und sodann die günstigste Flächengröße zu bestimmen; das gelingt mit einem zeichnerischen Verfahren. — F. Gabriel. Der Motorwagen. Bd. 23. 20. u. 31. März 1920, S. 148/155 (14 Sp., 6 Abb., 2 Zahlentaf.). E. TF. **14.**

Flugzeugbau. Über den freitragenden Flügel (The case for the cantilever wing). I. Bisher ist von den deutschen freitragenden Flugzeugen, z. B. Fok. DVII, Junk J I und Hansa Brandenburg, Wasserflugzeug, noch keines im Windkanal des National Physical Laboratory geprüft worden, wahrscheinlich weil man die schlechtere Wirkung der dicken Flügel kannte, obgleich man sich hätte sagen müssen, daß die vielfache Verwendung durch die Deutschen auf gewissen Vorteilen beruhen müßte.

In Ermangelung von Modellversuchen wurden aus den Schraubenprofilmessungen des Luftfahrtbeirates (Bericht Nr. 322) die Auftriebs-, Widerstands- und Gleitzahlkurve für einen nach außen hin verjüngten Flügel unter der Annahme gleichbleibenden von 4^0 auf 0^0 nach außen abnehmenden Einstellwinkels festgestellt. (Auf den Abstand von der Mittellinie (Pfeilform) ist keine Rücksicht genommen.) Der größte Auftriebsbeiwert beträgt 0,17, die beste Gleitzahl 18,3. Mit einem gewöhnlichen RAF 15-Profil ergibt sich für einen kleinen Sporteinsitzer eine um 38 vH größere Flügelfläche und ungefähr der gleiche Flugwiderstand.

Die Festigkeit kann bei sorgfältigem Bau ohne Gewichtsvermehrung erreicht werden. Man sollte die Flügel aus Metall bauen (etwa wie Boulton und Paul), aber mit verjüngten Holmen. Vielleicht sind mehr als zwei Holme wirtschaftlicher.

Die Biegemomente sind am größten über der Stelle, wo die Rumpfstreben angreifen. Wenn man den Holm, der z. B. kastenförmig ausgeführt wird, geradlinig verjüngt, wächst die Sicherheitszahl nach außenhin etwa auf das Doppelte. Doch ist das geringe Mehrgewicht wegen der leichten Herstellung in Kauf zu nehmen.

Für die praktische Anwendung hat der freitragende Flügel vor allem bei Sportflugzeugen Bedeutung, da er leicht beigeklappt werden kann, so daß die Flugzeuge sich auf Straßen oder in kleinen Schuppen unterstellen lassen. Sie sind auch leicht aufzurüsten und bedürfen keiner Verspannung. Bei kleinen Doppeldeckern gestattet die freitragende Ausbildung starke Staffelung und Schränkung, daher genügende Längsstabilität ohne zu großes Höhenleitwerk.

II. Bei einem Schirmeindecker z. B. erhält man gute Sicht, wenn der durchlaufende Flügel sich in Augenhöhe befindet. Außerdem kann man die Tragdecke leicht parallel zum Rumpf drehen, um Platz zu sparen. Der Flügel ruht gewöhnlich auf zwei Paar Streben, die je durch Tiefendiagonale verstrebt und oben durch ein Querhaupt verbunden sind, an dem die Holme festsitzen. Die unteren Enden der Streben am Rumpfe sind leicht zu lösen; dann werden die vier Streben gegen die Unterfläche des Flügels geklappt, in federnden Schellen festgehalten und die Tragdecke um die mittlere Säule, die im Fluge nicht mitträgt, zum Rumpfe parallel gedreht und in dieser Lage verriegelt. Das kann von einem Mann sehr rasch und ohne Überlastung der Anschlüsse vollzogen werden.

Für ein solches Flugzeug ist ein kleiner Dreizylinder-Zweitakt-Sternmotor zu empfehlen, der bei Flugzeugen mit einer gleichmäßigen Geschwindigkeit sparsamer als bei Krafträdern ausgeführt werden kann. Es genügen 25 PS als Höchstleistung, 17 PS als wirtschaftliche Betriebsleistung. Dann ist die Höchstgeschwindigkeit etwa 130 km/h, oder mit Rücksicht auf den höheren Widerstand des dicken Flügels 110—120 km/h, die Betriebsgeschwindigkeit rd. 100 km/h. Selbst wenn der Betriebsstoffverbrauch 360 g/PSh beträgt (auch beim Zweitakt kommt man auf 230 g/PSh!), macht das Flugzeug 13 km/l, die Betriebsstoffkosten betragen also 0,85 Pence/km. Der Verkaufspreis dürfte sich mit dem billigen Zweitakt-Motor auf 200 Pfund Sterling stellen. Ein solches Flugzeug wäre vor allem für die Kolonien vorteilhaft.

Führt man das Flugzeug als stark gestaffelten Doppeldecker aus und macht den Einstellwinkel des Oberflügels 2^0 größer als den des Unterflügels, so läßt sich günstige Sicht und Stabilität erreichen. Die Spannweite wird um 30 vH verringert. Der Oberflügel kann wie vorher gedreht werden, die beiden Unterflügel werden um die Holmanschlüsse geschwenkt, an den Rumpf geklappt. Die Geschwindigkeiten sind ungefähr die gleichen, die Schwebegrenze 56 km/h. — Marco Polo. Flight. Bd. 12. 11., 18. und 25. März 1920, S. 285/288, 311/313, 342/343 (15 Sp., 13 Abb.). E. TF. **16.**

Flugzeugbeschreibung. Die Graham-White-Neunsitzer-Limusine E 8 ist in erster Linie ein Luxusflugzeug mit zwei Motoren, 18,2 m Spannweite und 12,4 m Länge. Der Rumpf geht tief unter die Unterflügel bis nahe an die Fahrgestellachse herab. Von den 4 Rädern sitzen 2 auf einer gemeinsamen Achse vorn unter dem Boot und je eines unter den 320 PS-Rolls-Royce-Motoren. Diese hängen in je 2 Stielpaaren zwischen den Flügeln, tragen vorn Stirnkühler und vierflüglige Zugschrauben. Jedes Flügelende hat noch zwei Stielpaare. Tiefe 2 m, Flügelabstand 2,1 m. Gesamtfläche 70 m². Die Kabine für 8 Personen mit seitlicher Einsteigtür ist 3,7 m lang, hat vorn und an den Seiten sehr große Fenster und hinten einen Nebenraum mit seitlicher Tür nach außen. Weiter hinter den Flügeln liegt der Sitz für einen Führer. Höhenruder und -flosse bilden ein Rechteck von 5,36 × 1,52 m Größe. — Flight. Bd. 12. 26. März 1920, S. 335/337 (4½ Sp., 1 Lichtbild, 4 Zeichnungen). Hn. TF. **14.**

Flugzeugfestigkeit. Das Flugzeug einheitlicher Festigkeit. 1. Zur Zeit pflegt man die Baufestigkeit von Flugzeugen durch drei willkürliche Zahlen anzugeben: Die Belastung der vorderen Tragwand unter der Annahme, daß der Druckpunkt möglichst weit vorn liegt, die Belastung der hinteren Tragwand unter der Annahme, daß der Druckpunkt an einer angenommenen, dem schnellsten wagerechten Fluge etwa entsprechenden Stelle liegt, und die Sicherheitszahl des Fachwerks beim Sturzflug mit der Grenzgeschwindigkeit. Die einzelnen Zahlen beruhen auf Versuchen; zwischen ihnen besteht keine Beziehung, die einen Vergleich verschiedener Flugzeuge gestatten könnte. Dieses Verfahren führt auch zu keiner gleichmäßigen Festigkeit des ganzen Fachwerks. Es ist jedoch möglich, von einfacheren Grundlagen auszugehen. Die genaue Berücksichtigung der Flugbedingungen führt aber auf verwickelte Formen, während man durch verschiedene Annahmen praktisch unmittelbar verwendbare und hinreichend genaue Ergebnisse erhält.

2. Bekanntlich können viele Flugzeuge durch bestimmte Steuerbewegungen in der Luft zu Bruch gebracht werden. Wollte man das verhindern, müßte man einen Baustoff verwenden, dessen Festigkeit im Verhältnis zum Gewicht doppelt so groß wäre wie bei Spruceholz; sonst würden sie zu schwer. Die »Sicherheit« (factor of safety) dieser Flugzeuge wäre also kleiner als 1. Man pflegt daher die Festigkeit durch das »Lastvielfache« (load-factor) des gewöhnlichen wagerechten Fluges anzugeben. Im folgenden wird das »Lastvielfache« der Flügel für die vorderste Druckpunktlage zugrunde gelegt.

3. Als Flugzustände für die Baufestigkeit sind zu betrachten: Der Einfluß plötzlicher Änderungen der Längsneigung und Sturzflüge mit der Grenzgeschwindigkeit.

4. Die Luftkräfte auf das Flügelfachwerk sind im wagerechten unbeschleunigten Flug gleich dem Gesamtgewicht, das »Lastvielfache« ist also 1, wächst jedoch z. B. bei Böen, am meisten aber, wenn das Flugzeug plötzlich aufgerichtet wird. Dann entspricht der Anstellwinkel einer geringen Geschwindigkeit, die augenblickliche Bewegung besitzt noch eine hohe Geschwindigkeit, und die Flächenbelastung wird stark vermehrt, nämlich im Verhältnis der Quadrate der ursprünglichen Geschwindigkeit und der zu dem neuen Anstellwinkel gehörenden Geschwindigkeit (von einer Änderung des Steigwinkels und der hiermit verbundenen Verminderung des Anstellwinkels ist nicht die Rede. Der Ber.). Beim Flugzeugbau geht man trotzdem über 7fache Bausicherheit aus Gewichtsrücksichten nicht gern hinaus. Man muß infolgedessen die »Lastvielfachen« des Flügelfachwerks richtig wählen und die übrigen Teile entsprechend bemessen.

5. Die größte Geschwindigkeit, von der aus man auf eine geringere Geschwindigkeit »abdrosseln« kann, ist damit z. B. gleich dem $\sqrt{7}$-fachen der geringern Geschwindigkeit. Bei der Vorwärtslage des Druckpunktes kommt die Hauptlast auf die vordere Tragwand. Die hintere wird auf Grund der Sturzfluggeschwindigkeit bemessen.

6. Für das Leitwerk ergibt sich unter Berücksichtigung des Abwindes von den Flügeln und auf Grund der Modellversuche des Luftfahrtbeirates eine Flächenbelastung, die proportional dem »Lastvielfachen« und der Flächenbelastung der Flügel ist.

7. Beim Sturzflug erhalten die Vorderholme und das Leitwerk starken Druck von oben, die Hinterholme starken Druck von unten. Die Kraft auf das Leitwerk ist proportional dem Gesamtgewicht, verkleinert im Verhältnis der Schwerpunktabstände der Druckpunkte auf Flügel und Leitwerk sowie einer Sicherheitszahl. Daraus ergeben sich die Kräfte auf die Tragwände.

8. Das Verhältnis der Sicherheitszahl von Leitwerk und Flügeln ist proportional dem Verhältnis ihrer Flächen, der Schwerpunktabstände ihrer Druckpunkte und einem Beiwert, der z. B. für das Profil RAF 14 den Wert 1, für RAF 15 0,7 hat. Jede Verkleinerung des Leitwerks muß aus Gründen der Längsstabilität mit einem Vorrücken des Schwerpunktes verbunden werden, und das ist also auch aus baulichen Gründen vorteilhaft.

9. Man verfährt also folgendermaßen: Lege die »Lastvielfachen« der Flügel fest und bemesse die vordere Tragwand entsprechend. Bestimme die Belastung der hinteren Tragwand für die Vorwärtslage des vorderen Druckpunktes und ein »Lastvielfaches«. Bestimme die Flächenbelastung des Leitwerks bei der Grenzgeschwindigkeit im Sturzfluge. Berechne das »Lastvielfache« des Leitwerks und damit die Flächenbelastung der Flügel beim Sturzfluge; wenn sich dabei eine größere Belastung des Hinterholms als früher ergibt, ist sie den Abmessungen zugrunde zu legen. Rechne die vordere Tragwand für den so gefundenen Druck von oben nach. Bemesse den Rumpf und das Leitwerk für die nach 6 gefundene Belastung. — A. J. Sutton Pippard. Engineering. Bd. 109. 30. Januar 1920, S. 133/134 (3½ Sp., o. Abb.). E. TF. **15.**

Flugzeugunterbringung. Die Bergung von See- und Großflugzeugen machte bereits im Kriege Schwierigkeiten, die eine weitere Vergrößerung beeinträchtigen. Die Tuchscherersche Hafenhalle wird auf einem Pfahlrost im Wasser errichtet. Um einen Pfosten ist ein Floß schwenkbar befestigt, an dessen Ende im ausgedrehten Zustande das Flugzeug leicht festgemacht werden kann. Dann wird der Rumpf mit Leinen dem Floß parallel gestellt und beide in die Halle eingeschwenkt. Die Torweite braucht also nicht der Spannweite, sondern nur der Rumpflänge zu entsprechen. Das Tor ist ein Schiebetor aus mehreren Tafeln, die jede aus gelenkig verbundenen Feldern bestehen. Die untersten Felder hängen ins Wasser und sind mit Wasserballast gefüllt. Zum Bewegen (mit Seilzug und Handwinde) genügt ein Mann. Das Fertigmachen usw. der Flugzeuge kann in der Halle geschehen. Die Ringdübelbinder der Halle sind patentiert. — F. Hammer. Verkehrstechnik. Bd. 37. 15. März 1920, S. 109/110 (3 Sp., 2 Grundrisse, 1 Lichtbild der großen Hallen in Warnemünde). E. TF. **18.**

Literatur. Die Kriegstätigkeit der Aerodynamischen Versuchsanstalt von Eiffel. Das neue Werk: »Zusammenfassung der wichtigsten Kriegsarbeiten der Aerodynamischen Versuchsanstalt von Eiffel« zeigt in gedrängter Form die gewaltige Arbeit im Dienste der Landesverteidigung. Von den 200 untersuchten Flügelprofilen wurden zuletzt 3 oder 4 ausgewählt. Der Einfluß der Länge von Luftschiffhüllen und -rümpfen wurde untersucht. Bei Schrauben wurde die Abhängigkeit von der Steigung, der Flügelzahl, der Blattbreite erforscht; von verschiedenen Bauarten wurden die besten ausgewählt. Windmotoren wurden zum ersten Male besonders untersucht. Das Verfahren der logarithmischen Polaren ist auf den gewöhnlichen, den Steig- und Höhenflug angewendet. Der Konstrukteur findet hier wertvolle Fingerzeige für große Flugzeuge. Aus den Flugzeugmodellversuchern hat man Vergleichszahlen für neue Diagramme, sog. »polaires types«, abgeleitet. Es folgen zahlreiche Versuche über Bomben, Granaten und Minen. Die Kühlerforschungen der Technischen Abteilung haben zu umfassenden Versuchen über Kühlwirkung und Luftwiderstand geführt. Die Ergebnisse dienen jetzt zur technischen Kühlerberechnung. Endlich wurden für den Neubau eines großen Windkanals für die Technische Abteilung der Fliegertruppen in Issy-les-Moulineaux die Eiffelschen Strahlanordnungen untersucht. — Fournie. Bericht an die Akademie der Wissenschaften. L'Aérophile. Bd. 28. 1./15. Februar 1920, S. 53 (1½ Sp., o. Abb.). Hierüber wird in der nächsten Nummer weiter berichtet. E. TF. **12.**

Luftschraubenmessungen. Bremswirkung oder negativer Schub der entkuppelten Hubschrauben beim senkrechten Niedergehen eines Hubschraubenflugzeuges. Die Sinkgeschwindigkeit darf 3,0 bis 3,5 m/s betragen. Wenn die Schrauben entkuppelt sind, laufen sie wie Windräder. Nach Versuchen von Riabuchinski muß bereits eine Schraube mit der Steigung Null in einem Luftstrom sich von selbst drehen, dadurch wächst der Schub des Luftstromes, er nähert sich sogar, wenn man die »Schraube« antreibt, dem Widerstand einer Platte vom gleichen Dmr. Messungen an Windrädern in Eiffels neuem Buche: Resumé des principaux travaux exécutés pendant la guerre au Laboratoire Aerodynamique Eiffel (1915/1918), Librairie Aeronautique, Paris, ergeben die Beziehung zum Steigungsverhältnis und dem Größtwert der Schubkraft auf die Flächeneinheit, geteilt durch das Quadrat der Geschwindigkeit, und zeigen, daß Schrauben mit geringer Steigung, also für kleine Leistungen, die größte Bremswirkung geben. Eine Berechnung dieses Schubwertes mit Erfahrungsbeiwerten und Zahlenannahmen ergibt für den Unterschied Bremskraft und Eigengewicht für kleine Schrauben aus Holz (2,5 m Dmr) etwa die doppelten Werte wie für große (6 m Dmr), und proportional der Flügelzahl. Große Schrauben können aber in anderer Bauweise leichter hergestellt werden. Aber auch dann genügt die Bremswirkung noch nicht für ein Schraubenflugzeug mit Nutzlast. Hier können indes nur Versuche entscheiden. — Toussaint. (Vortrag vor dem Wissenschaftlichen Ausschuß des Aeroclubs von Frankreich). L'Aérophile. Bd. 28. 1./15. Februar 1920, S. 50/53 (6½ Sp., 2 Abb., 1 Schaubild, 3 Zahlentaf.). E. TF. **12.**

Meßgerätebeschreibung. Der Sanford-Neigungsmesser besteht aus einer Glaskugel mit Netzteilung und grüner Flüssigkeitsfüllung und einer Luftblase, die von der Kugelmitte aus durch eine kleine Glühlampe erleuchtet wird. Das Ganze kann an einem weitgehend verstellbaren Träger angebracht werden, der aus »Verilite«, der »leichtesten und festesten Aluminiumlegierung«, besteht. — Aerial Age Weekly. Bd. 10. 9. Februar 1920, S. 634 (1½ Sp., 4 Abb.). E. TF. **16.**

Strömungslehre. Beitrag zur Tragflügeltheorie mit besonderer Berücksichtigung des rechteckigen Flügels. Der Zusammenhang zwischen Auftrieb und Zirkulation, der Einfluß der abziehenden Randwirbel auf den Windwinkel, die abwärts gerichtete Störungsgeschwindigkeit am Flügel und den induzierten Widerstand, der zum eigentlichen Profilwiderstand des unendlich langen Flügels hinzukommt, sind bekannt, ebenso die günstigste Verteilung der Zirkulation und des Auftriebs über die Spannweite (elliptisch, für überall gleiche Abwärtsgeschwindigkeit und daher geringsten Randwiderstand). Ferner ist es möglich, bei gegebener Auftriebsverteilung (deren Wahl freilich gewissen Beschränkungen unterliegt), die Abwärtsgeschwindigkeit und den vom Rand herrührenden Widerstand zu berechnen.

Durch einen Kunstgriff (Verlängerung der Flügelwirbel nach vorn und Abbilden der Strömung in eine Halbebene) gelingt es auch, die Nebenaufgabe zu lösen: Gegeben ist die Verteilung der senkrechten Störungsgeschwindigkeit, gesucht die des Auftriebs längs der Spannweite.

Ungleich schwieriger, aber praktisch am wichtigsten ist die Aufgabe, zu einem gegebenen Flügelumriß die Verteilung der Zirkulation, des Auftriebs, der Abwärtsgeschwindigkeit und des Widerstands zu ermitteln. Für einen rechteckigen Flügel mit überall gleichem Profil und Anstellwinkel gelingt das durch Verallgemeinerung der elliptischen Auftriebsverteilung, deren Ausdruck man mit einer unendlichen Reihe multipliziert. Die Glieder dieser Reihe lassen sich für die Grenzfälle sehr großer und sehr kleiner Spannweite sogleich, für beliebige Spannweite durch eine näherungsweise Reihenentwicklung ermitteln.

Es ergeben sich Kurven, die zwischen Ellipse und Rechteck liegen, bei kleiner Spannweite näher an der Ellipse, bei großer näher am Rechteck. Messungen an einem Flügel vom Seitenverhältnis 6 stimmen befriedigend überein. — Albert Betz. Diss. Göttingen 1919 (38 Sp., 12 Schaub., Anhang mit Formeln, 6 Zahlentaf. der Ergebnisse). E. TF. **14**

III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Bekanntmachung, betr. die Verlängerung der Prioritätsfristen in Schweden. Vom 4. Februar 1920.

Auf Grund des § 1 Abs. 2 der Verordnung des Bundesrats, betreffend die Verlängerung der im Art. 4 der revidierten Pariser Übereinkunft zum Schutze des gewerblichen Eigentums vom 2. Juni 1911 vorgesehenen Prioritätsfristen, vom 7. Mai 1915 (RGBl. S. 272) und im Anschluß an die Bekanntmachung vom 16. August 1919 (RGBl. S. 1438) wird hierdurch bekanntgemacht, daß in Schweden für Patente die bezeichneten Fristen zugunsten der deutschen Reichsangehörigen weiter bis zum 30. Juni 1920 verlängert sind.

Berlin, den 4. Februar 1920.

Der Reichsminister der Justiz.
In Vertretung.
Dr. Joel.

Reichs-Gesetzbl. 1920, Nr. 24, S. 142.

Frankreich.

Erlaß vom 15. Januar 1920, betr. Enteignung französischer Patente deutscher Staatsangehöriger.

Mit Bezug auf das Gesetz vom 12. Oktober 1919, welches dem am 28. Juni 1919 unterzeichneten Friedensvertrage mit Deutschland Zustimmung erteilt, und auf die Bestimmungen des Art. 440 dieses Vertrages;

mit Bezug auf die Art. 306 und 310 (Teil X, Abschnitt VII) dieses Vertrages;

mit Bezug auf das Gesetz vom 7. Oktober 1919, betreffend die Liquidierung von unter Kriegszwangsverwaltung stehenden Vermögenswerten, wird bestimmt:

Art. 1. Wenn Erfindungen, die den Gegenstand von deutschen Staatsangehörigen gehörigen französischen Patenten oder namens deutscher Staatsangehöriger eingereichten Gesuchen um französische Patente bilden, als geeignet erkannt werden, die Landesverteidigung oder das Gemeinwohl zu berühren, so kann deren Enteignung unter angemessener Entschädigung des Erfinders oder seiner Rechtsnachfolger ausgesprochen werden durch einen Erlaß, der je nach dem Falle auf Antrag des Kriegs- oder des Marineministers oder auf Antrag des Handelsministers ergeht.

Die patentierten Erfindungen, die von einem Enteignungserlasse betroffen worden sind, können in den Staatswerkstätten oder für Rechnung des Staates in den Werkstätten der Privatindustrie ausgenutzt werden. Sie können auch den Gegenstand der Erteilung von Ausübungslizenzen an Einzelpersonen oder Gesellschaften bilden, die ihr Gewerbe auf französischem Gebiete ausüben.

Die Entschädigung wird durch eine besondere Kommission festgesetzt, deren Vorsitz ein vom ersten Präsidenten des Pariser Appellationsgerichtes bestimmter Rat dieses Gerichts führt, und die außer dem Präsidenten aus zwei vom Beratenden Ausschuß für Kunst und Gewerbe (comité consultatif des arts et manufactures) bestimmten und zwei von der Technischen Kommission des Landesamts für gewerbliches Eigentum (commission technique de l'office national de la propriété industrielle) bestimmten Mitgliedern besteht.

Die Entscheidungen dieser Kommission sind endgültig und unanfechtbar.

Falls die Erteilung der Patente oder die Einreichung der Anmeldungen vor dem 10. Januar 1920 erfolgt ist, findet der so festgesetzte Entschädigungsbetrag die in der zur Ausführung der Abschnitte III und IV des Teils X des Friedensvertrages vom 28. Juni 1919 erlassenen oder zu erlassenden Gesetzen und Verordnungen vorgesehene Verwendung.

Art. 2. Jede Einzelperson und jede Gesellschaft, die ihr Gewerbe auf französischem Gebiet betreibt, kann die Erteilung einer Ausübungslizenz auf eine Erfindung beantragen, die vor dem 10. Januar 1920 Gegenstand eines einem Deutschen gehörenden französischen Patents oder einer französischen Patentanmeldung im Namen eines Deutschen war, vorausgesetzt, daß diese Patente oder Anmeldungen nicht zu den Vermögenswerten gehören, die auf Grund einer Kriegsmaßnahme in Zwangsverwaltung stehen und der Liquidierung unterliegen.

Der Lizenzantrag ist an den Minister für Handel und Gewerbe zu richten und muß den Nachweis der Zahlung einer Gebühr von 25 Frs. zugunsten des Landesamtes für gewerbliches Eigentum enthalten.

Die im Art. 1 vorgesehene Sonderkommission beschließt, nach Vornahme aller zweckmäßigen Ermittelungen, über den Lizenzantrag und setzt gegebenenfalls die Bedingungen und die zu zahlende Jahresgebühr für die Benutzung der Erfindung fest. Ihre Entscheidungen sind endgültig und unanfechtbar.

Der Betrag der so festgesetzten Jahresgebühr findet die in den zur Ausführung der Abschnitte III und IV des Teils X des Friedensvertrages erlassenen oder zu erlassenden Gesetzen und Verordnungen vorgesehene Verwendung.

Art. 3. Einzelpersonen oder Gesellschaften, die auf französischem Gebiet ihren Sitz haben oder ihr Gewerbe betreiben und vor dem Kriege Verträge abgeschlossen hatten auf Ausübungslizenzen an gewerblichen Eigentumsrechten oder auf Vervielfältigung von Schrift- oder Kunstwerken, welche Deutschen gehören, sind, wenn sie neue Verträge über die Ausübung derselben Rechte oder über die Vervielfältigung derselben Werke abgeschlossen haben, gehalten, davon dem »Amt für Privatvermögen und -interessen« (office des biens et interets privés) unter Vorlage einer beglaubigten Abschrift solcher Verträge Anzeige zu erstatten.

Falls zwischen den Parteien über die Bedingungen eines neuen Vertrages keine Einigung zustande kommt, ist die nach Art. 1 dieses Erlasses eingesetzte Sonderkommission befugt, auf Antrag des französischen Staatsangehörigen, der eine frühere Lizenz besaß, über die Bedingungen und den Betrag der Jahresgebühr für die neue Lizenz Bestimmung zu treffen.

Die, sei es auf Grund von Vereinbarung der Parteien, sei es gemäß Entscheidung der Sonderkommission, zu zahlenden Jahresgebühren finden die in den zur Ausführung der Abschnitte III und IV des Teils X des Friedensvertrages erlassenen oder zu erlassenden Gesetzen und Verordnungen vorgesehene Verwendung.

Art. 4. Der Kriegsminister als Ministerpräsident, der Minister für Handel, Gewerbe, Post und Telegraphie, der Minister der Auswärtigen Angelegenheiten, der Justizminister als Großsiegelbewahrer, der Minister der Finanzen und der Marineminister werden, jeder soweit es ihn betrifft, mit der Ausführung dieses Erlasses beauftragt.

Journal Officiel vom 22. Januar 1920.

Polen.

Patentrecht und Musterschutz in Polen.

Erfinderpatente, Modelle, Muster und Warenzeichen, die vor dem 7. Oktober 1919 auf Grund der ehemals in den polnischen Landesteilen gültigen russischen, deutschen und österreichischen Vorschriften angemeldet worden sind, behalten ihre Gültigkeit, die sich von nun an auf das gesamte Gebiet der polnischen Republik erstrecken wird, sofern die Inhaber bis zum 30. Juni 1920, die Registrierung beim Patentamt der Republik Polen in Warschau, ul. Królewska 23, vornehmen lassen. (»Dz. Poznanski« vom 4. 11.)

Nachrichten für Handel, Industrie und Landwirtschaft, Jahrg. 1, Nr. 114, S. 15.

Schweden.

a) Königliche Verordnung, betr. Aufschub der Bezahlung gewisser Patentgebühren. Vom 19. Dezember 1919.

Patentinhaber, die außerhalb des Reichs wohnhaft sind, genießen, wenn die Frist für die Entrichtung solcher erhöhter Gebühren, wie sie im § 11 der Patentverordnung vom 16. Mai 1884 vorgeschrieben sind, in der Zeit vom 1. Januar 1920 bis 30. Juni 1920 einschließlich abläuft, Stundung der Gebührenzahlung auf drei Kalendermonate, von dem Tage ab gerechnet, an dem die Gebühren nach der erwähnten Gesetzesstelle spätestens entrichtet sein mußten.

Diese Verordnung tritt am 1. Januar 1920 in Kraft.

Svensk Forfattingssamling 1919, Nr. 775/776, ausgegeben am 24. Dezember 1919.

Sonstige Mitteilungen.

Innehaltung der für die Erledigung von patentamtlichen Verfügungen gesetzten Fristen.

Während des Krieges ist beim Ausbleiben einer Äußerung eines Beteiligten auf eine Zwischenverfügung vor der Beschlußfassung an die Erledigung seitens des Patentamtes nochmals erinnert worden. Nachdem die Verhältnisse sich nunmehr im allgemeinen wieder so gestaltet haben, daß in der Regel eine ordnungsmäßige Abwickelung der Geschäfte gewährleistet ist, wird von Erinnerungen dieser Art künftighin abgesehen werden. Es wird daher, wie vor dem Kriege, den Beteiligten überlassen bleiben müssen, die Innehaltung der für die Erledigung von patentamtlichen Verfügungen gesetzten Frist ihrerseits zu überwachen.

Berlin, den 5. Februar 1920.

Der Präsident.
Robolski.

Unterbleiben der Benachrichtigung über die Fälligkeit von Jahresgebühren für die auf Grund des § 15 des Ausführungsgesetzes zum Friedensvertrage wieder in Kraft getretenenen Patente.

Ist ein durch Nichtzahlung von Jahresgebühren erloschenes Patent auf Grund des § 15 des Ausführungsgesetzes zum Friedens-



vertrage vom 31. August 1919 wieder in Kraft getreten, so hat der Patentinhaber bezüglich der in dem Jahre nach Inkrafttreten des Friedensvertrages fällig werdenden Jahresgebühr eine Benachrichtigung gemäß § 15 der Verordnung zur Ausführung des Patentgesetzes vom 11. Juli 1891 nicht zu erwarten, es sei denn, daß er zu erkennen gegeben hat, daß er das Patent durch Nachzahlung der rückständigen Gebühren über das erwähnte Jahr hinaus aufrechtzuerhalten wünscht.

Berlin, den 9. Februar 1920.

Der Präsident.
Robolski.

Stundung von Gebühren nach dem Inkrafttreten des Friedensvertrags und des Ausführungsgesetzes.

Zur Beseitigung von Zweifeln, die bei den Beteiligten über die Möglichkeit einer Stundung der Jahresgebühren für Patente und der Verlängerungsgebühr für Gebrauchsmuster bestehen, wird folgendes mitgeteilt.

Nachdem am 10. Januar 1920 der Friedensvertrag und das Ausführungsgesetz dazu vom 31. August 1919 in Kraft getreten sind, besteht für alle vorher fällig gewordenen Patentjahresgebühren und Gebrauchsmusterverlängerungsgebühren, sofern es sich um Inländer oder solche Ausländer handelt, die sich entweder auf den Friedensvertrag oder auf das Ausführungsgesetz dazu berufen können, eine gesetzliche Zahlungsfrist bis 10. Januar 1921. Diese Regelung ist an die Stelle der Gebührenstundung getreten, es bedarf also nach der gegenwärtigen Rechtslage für diese Gebühren keiner Anträge auf Stundung oder Weiterstundung.

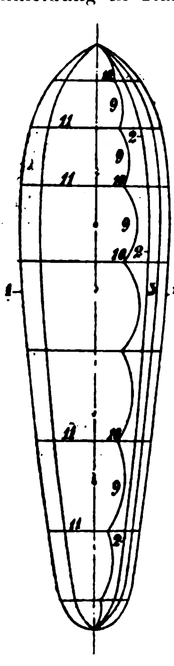
Anders liegt es dagegen bei den nach dem Inkrafttreten des Friedensvertrages fällig gewordenen Gebühren. Für sie gilt die gesetzliche Fristverlängerung von einem Jahr nicht. Für sie bedarf es also, wenn sie infolge des Krieges nicht gezahlt werden können, begründeter Stundungsanträge. Da die Bundesratsverordnungen vom 10. September 1914 und 31. März 1915 zurzeit noch nicht aufgehoben sind, kann die Stundung vorläufig noch in der bisherigen Weise gewährt werden, wenn die Begründung des Gesuchs ausreicht.

Berlin, den 24. Februar 1920.

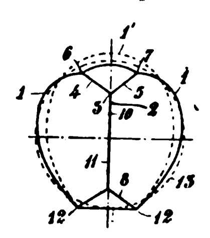
Der Präsident.
Robolski.

Erteilte deutsche Patente.

77h, 5. 319393. Luftschiff mit einer mittleren Scheidewand. Rudolfo Verduzio in Rom. Patentiert im Deutschen Reiche vom 8. Februar 1914 ab. Für diese Anmeldung ist gemäß dem Unionsvertrage vom 2. Juni 1911 die Priorität auf Grund der Anmeldung in Italien vom 17. Mai 1913 beansprucht.



Zu Nr. 319393.



Zu Nr. 319393.

Patent-Anspruch:

Luftschiff mit einer mittleren Scheidewand, die sich über die ganze Länge des Luftschiffes erstreckt, und an deren unterem Rande die Aufhängungsmittel für die Gondel und andere Lasten befestigt sind, dadurch gekennzeichnet, daß sich die Scheidewand im oberen Teile gabelt, um zu beiden Seiten der Mittelebene in gleicher Entfernung von dieser an der Außenhülle anzugreifen.

77h, 5. 319776. Bekleidung für zwei oder mehr Flugzeugverspannungsorgane. Hannoversche Waggonfabrik Akt.-Ges. in Hannover-Linden. Patentiert im Deutschen Reiche vom 18. August 1917 ab.

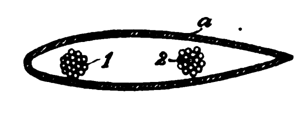
Patent-Ansprüche:

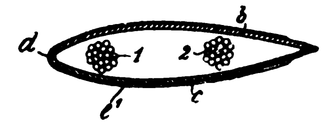
1. Bekleidung für zwei oder mehr in der Luftstromrichtung hintereinanderliegende Flugzeugverspannungsorgane (1 u. 2), gekennzeichnet durch eine die Verspannungsorgane umschließende, an der dem Luftstrom zu- oder abgekehrten Seite mit einem Längsschlitz versehene Hülse (*a*) von federndem Material, deren Stoßkanten sich infolge der Federung dicht gegeneinanderlegen.

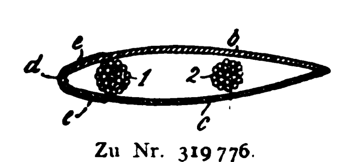
2. Bekleidung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Hülse aus mehreren Längsstreifen besteht, die an einer der beiden Stoßkanten durch Scharniere (*d*) oder scharnierartig wirkende Verbindungen zusammengehalten werden.

3. Ausführungsform der Bekleidung nach Anspruch 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß an den die einzelnen Streifen zusammenhaltenden Scharnieren (*d*) Federn (*e*) angebracht sind, die ein Zusammenklappen der Streifen bewirken.

4. Ausführungsform der Bekleidung nach Anspruch 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß die miteinander verbundenen Längsstreifen durch übergeschobene Federn in der Schließstellung gehalten werden.





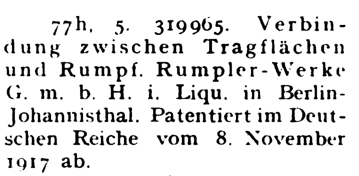


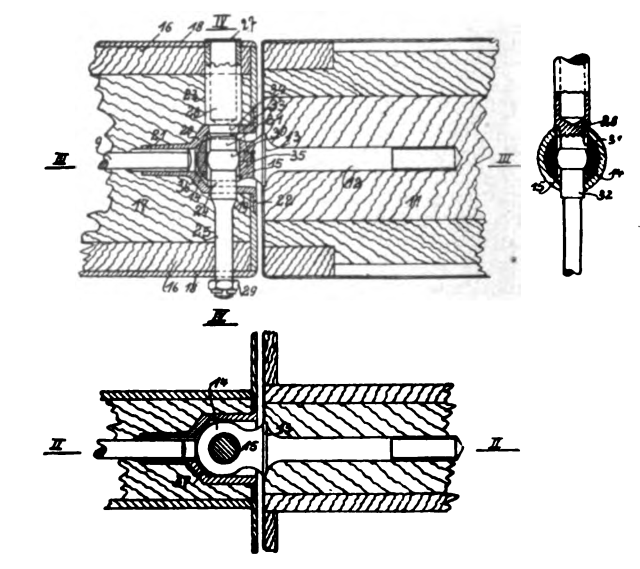
Zu Nr. 319776.

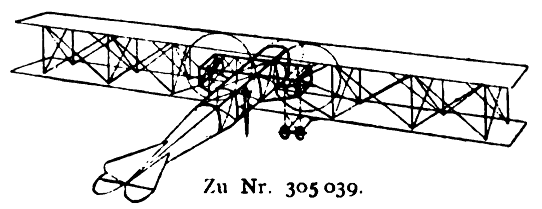
77h, 5. 319965. Verbindung zwischen Tragflächen und Rumpf. Rumpler-Werke G. m. b. H. i. Liqu. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 8. November 1917 ab.

Patent-Anspruch:

Lösbare Verbindung zwischen Flugzeugtragflächen und Rumpf, dadurch gekennzeichnet, daß die Tragflächen an der Verbindungsstelle einen kugeligen, mit einer zylindrischen Querbohrung (15) versehenen, in eine in einen Rumpfansatz eingesetzte zylindrische Büchse (19) reichenden Zapfen (14) tragen, dessen Außendurchmesser mit dem Innendurchmesser der Büchse (19) übereinstimmt und in dessen Querbohrung (15) ein die Büchse (19) durchdringender, in der Mittelachse der Verbindung mit einer Kugelwölbung (30) vom Durchmesser der Querbohrung (15) des Kugelzapfens versehener Querbolzen (23, 24, 25) eingeführt ist.







Zu Nr. 319965.

77h, 5. 305039. Geschützriesenflugzeug. Dr. Ernst Neuber in Charlottenburg. Patentiert im Deutschen Reiche vom 22. September 1917 ab.



Zu Nr. 305039.

Patent-Anspruch:

Geschützriesenflugzeug, dadurch gekennzeichnet, daß die Hauptmassen des Flugzeuges, wie Motore, Betriebsstoffbehälter, Munitionskammern, Mannschaftsräume usw., durch ein widerstandsfähiges Trägersystem unter sich vereinigt sind, in dessen Schwerpunkt das Geschütz angeordnet ist, während die leichten Flugzeugteile, wie Tragdecks, Steuerorgane, Rumpfteile usw., in der bekannten leichten Bauart mit dem Trägersystem der Hauptmassen verbunden sind.

77h, 5. 310750. Geschützriesenflugzeug. Dr. Ernst Neuber in Charlottenburg. Zusatz zum Patent 305039. Patentiert im Deutschen Reiche vom 1. Januar 1918 ab. Längste Dauer: 21. September 1932.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang **31. Mai 1920** **Heft 10**

Das Verhalten des Flugmotors bei verschiedenen Luftdichten.

Von O. Schwager.

Im Laufe der Besprechung auf dem flugtechnischen Sprechabend der W. G. L. am 12. März 1920 wurde die Frage aufgeworfen, welchen Einfluß die tiefen Temperaturen bei den geringeren Luftdichten in der Höhe auf die Leistung des Motors hätten. In der vom Verfasser gegebenen Auskunft wurde der Standpunkt vertreten, daß lediglich sehr tiefe Temperaturen einen Einfluß auf die Leistung ausüben würden, und zwar wegen der Beeinflussung der Vergasung. Herr König stellte die Behauptung auf, daß die Füllung des Motors mit sinkender Temperatur und gleichbleibender Außenluftdichte sogar besser werden würde, da die Beeinflussung des Ladegewichtes durch die Vorwärmung der Luft geringer sein würde.

Dieser Ansicht muß jedoch widersprochen werden, wie nachstehend begründet werden wird.

Die Luftdichte hängt, abgesehen von der Feuchtigkeit, von zwei Faktoren ab: a) von dem Luftdruck und b) von der Temperatur.

Nach der allgemeinen Gasgleichung ist die Luftdichte

$$\gamma = \frac{P}{R\,T}.$$

Hat man beispielsweise eine Luftdichte $\gamma = 0{,}6$ kg/cbm, so kann diese entweder bei einer hohen Temperatur und hohem Druck oder bei einer niederen Temperatur und niederem Druck zustande kommen.

Es sei einmal $t = +30^0$ C und zum anderen Male $t = -30^0$ C. Die Drücke für $\gamma = 0{,}6$ ergeben sich denn:

1. für $t = +30^0$ C zu
$$P = \gamma \cdot R \cdot T = 0{,}6 \cdot 29{,}26 \cdot (273^0 + 30^0) = 5320 \text{ kg/qm}.$$
2. für $t = -30^0$ zu
$$P = \gamma \cdot R \cdot T = 0{,}6 \cdot 29{,}26 \cdot (273^0 - 30^0) = 4260 \text{ kg/qm}.$$

Beträgt die Vorwärmung der dem Vergaser zuströmenden Luft 30°, so hat man für deren Dichte:

$$1.\ \gamma = \frac{P}{R\,T} = \frac{5320}{29{,}26 \cdot (273^0 + 30^0 + 30^0)} = 0{,}546 \text{ kg/cbm},$$

$$2.\ \gamma = \frac{P}{R\,T} = \frac{4260}{29{,}26 \cdot (273^0 - 30^0 + 30^0)} = 0{,}533 \text{ kg/cbm}.$$

Das vorstehende Ergebnis besagt, daß bei derselben Luftdichte und tiefer Temperatur die gleiche Erwärmung einen größeren Einfluß auf die Verminderung des Ladegewichtes hat als bei hoher Temperatur.

Eigentlich war dieses Ergebnis auch vorauszusehen, da bei tiefen Temperaturen die gleiche Erwärmung verhältnismäßig größer ist als bei hohen Temperaturen. Der von Herrn König begangene Irrtum erklärt sich nur so, daß Herr König wahrscheinlich eine geringere Erwärmung voraussetzt als bei hohen Temperaturen. In Wirklichkeit wird die Erwärmung jedoch ziemlich die gleiche sein. Bei sehr tiefen Außentemperaturen wird zwar das Kurbelgehäuse zweifellos kälter sein als bei hohen Außentemperaturen, jedoch wird bei einem Unterschied der Außentemperaturen von etwa 60° der Unterschied in den Gehäusewandtemperaturen nicht auch 60° betragen, sondern kleiner sein. Nehmen wir, um ein Beispiel zu haben, einmal einen Unterschied in den Gehäusewandtemperaturen von etwa 20° an. Bei einer Außenlufttemperatur von +30° sei die Gehäusewandtemperatur etwa +60° und bei einer Außentemperatur von —30° bei der gleichen Belastung des Motors 60°—20° = 40°. Für die Vorwärmung der Luft hat man also bei +30° Außentemperatur einen Temperatursprung von 60°—30° = 30° und bei —30° Außentemperatur 40°— (—30°) = 70°. Es würde also das Maß der Vorwärmung bei tiefer Außentemperatur eher größer als kleiner sein. Das Ladegewicht des Motors wird also bei tiefen Temperaturen sicher kleiner sein als bei hohen Temperaturen und der gleichen Außenluftdichte. Groß werden die Unterschiede jedoch nicht sein, so daß sie praktisch zu vernachlässigen sein werden.

Beeinflußt durch größere Temperaturunterschiede bleibt lediglich die Vergasung. Aber auch hier kann ein wesentlicher Einfluß erst bei sehr tiefen Temperaturen auftreten, wie nachfolgende Überlegung zeigen wird.

Bereits bei einer Temperatur von —18° ist die Luft mit der zu einer guten Verbrennung erforderlichen Benzinmenge gesättigt, bei —15° beträgt ihre Sättigung schon 85 vH, wenn der gesamte Brennstoff verdampft ist, der verbrannt werden kann (vgl. Abb. 1)[1]). Bei einer Verdunstungsabkühlung des Benzins von rund 30° wird also zur vollkommenen Vergasung eine Temperatur der dem Vergaser zuströmenden Luft von etwa +15° genügen. Bei einer durchschnittlichen Vorwärmung der Luft um etwa 30° bis 35° wird demnach die Vergasung bei Außentemperaturen von —15° bis —20° noch vollkommen sein.

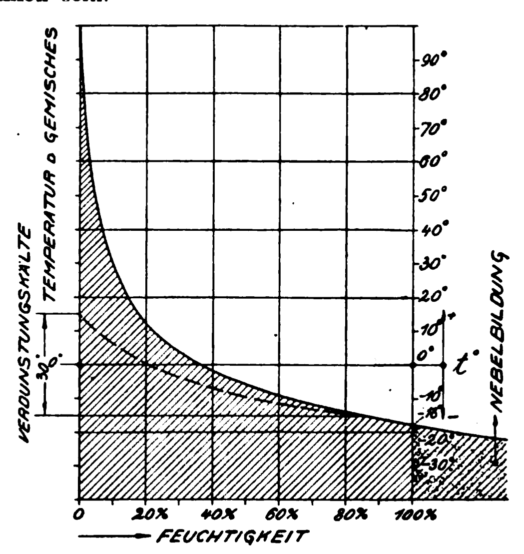


Abb. 1. Feuchtigkeit des Benzindampf-Luftgemisches bei verschiedenen Temperaturen.

Bei noch tieferen Temperaturen wird jedoch der Brennstoff nicht mehr vollkommen vergasen, sondern zum Teil als Nebel im Gemisch enthalten sein. Je nach der Form des Nebels, ob grob- oder feinkörnig, ist die Gefahr der Entmischung auf dem Wege vom Vergaser zu den Zylindern mehr oder weniger groß. Hohe Luftgeschwindigkeiten an der Brennstoffdüsenmündung und in den Gaszuleitungsrohren begünstigen die Bildung und Erhaltung eines feinkörnigen Nebels. Je höher diese Geschwindigkeiten sind, um so geringer ist die Gefahr der Entmischung und damit eine Beeinflussung der Verbrennung. Bei Flugmotoren sind im allgemeinen die Luft- und Gasgeschwindigkeiten verhältnismäßig hoch und damit die Gefahr der Entmischung sehr gering, so daß erst sehr tiefe Außentemperaturen einen wesentlichen Einfluß auf die Vergasung auszuüben vermögen. Heizung der Ansaugerohre kann außerdem noch eine gewisse Verbesserung bringen. Bei sehr sorgfältig ausgebildeten Gaswegen ist es jedoch möglich, ohne Schaden für das Arbeiten des Motors auf diese Gemischheizung zu verzichten.

Es kann mit Sicherheit angenommen werden, daß bis zu Außentemperaturen von —30° kaum eine wesentliche Beeinflussung der guten Wirkung des Vergasers eintritt. Durchschnittlich wird sich daher in Höhen bis zu 7000 m herauf noch keine die Güte der Verbrennung beeinflussende Änderung der Vergasung infolge tiefer Temperaturen bzw. eine Entmischung einstellen. Bei ganz außergewöhnlich tiefen Temperaturen jedoch kann eine Beeinflussung der Leistung eintreten. Bei Höhenrekordversuchen müssen daher besondere Vorkehrungen für den Vergaser getroffen werden, etwa durch besonders wirkungsvolle Vorwärmung der Verbrennungsluft

[1]) Diese Werte und die Kurven sind einem als Manuskript gedruckten Vortrag entnommen, den Prof. Kutzbach, Dresden, auf einer Versammlung der Brennkrafttechnischen Gesellschaft hielt.



oder nachträgliche Heizung des Gemisches, unter Umständen sogar unter Verwendung von in der Gasleitung eingebauten elektrischen Heizkörpern. Durch derartige Maßregeln wird allerdings infolge der Verkleinerung des Ladegewichtes eine Abnahme der erzielbaren Leistung eintreten, die man jedoch hinnehmen kann, wenn man dadurch überhaupt die Betriebsfähigkeit des Motors bei diesen ungewöhnlich tiefen Temperaturen erkauft.

Bis zu Lufttemperaturen von etwa —30° und bei Verwendung von Höhenvergasern, die selbsttätig bei den wechselnden Luftdichten den Wärmewert des Gemisches, d. h. das Mischungsverhältnis, gleich halten, muß daher die indizierte Leistung N_i genau proportional der Luftdichte verlaufen. Die effektive Leistung N_e hingegen wird schneller abnehmen.

Die Verlustleistung $N_v = N_i - N_e$ setzt sich zusammen aus der Reibungsleistung des Triebwerkes einerseits und der Leistung für den Antrieb der Steuerung, der Zündung, der Kühlwasser-, Öl- und Brennstoff- bzw. Druckluftpumpe und sonstigen Nebenapparaten anderseits. Der erste Teil hängt von der Belastung, also von der indizierten Leistung und damit von der Luftdichte ab, wird daher proportional verlaufen. Der andere Teil ist fast unabhängig von der Belastung und bleibt infolgedessen gleich. Der gleichbleibende Teil der Reibungsleistung kann bei guten Flugmotoren mit rund 10 vH der indizierten Leistung angenommen werden, während der der Luftdichte proportionale Teil bei Höchstleistung etwa 5 vH der indizierten Leistung beträgt.

Der Leistungsverlauf in Abhängigkeit von der Luftdichte γ bzw. von der relativen Luftdichte μ läßt sich somit einigermaßen auf Grund der Leistungen bei 15° C und 760 mm Barometerstand aufzeichnen. (Vergl. Abb. 2.)

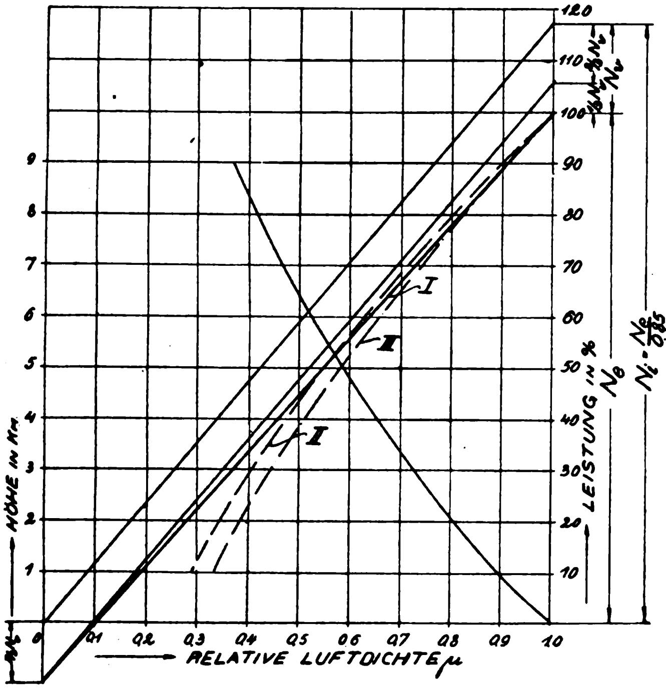


Abb. 2. Motorleistung in Abhängigkeit von der Luftdichte.
Kurve I bei gleichbleibendem Mischungsverhältnis.
Kurve II bei Einstellung des Vergasers auf wirtschaftlichsten Verbrauch und mit abnehmendem und zunehmendem Mischungsverhältnis.
Kurve III bei Einstellung des Vergasers auf höchste Leistung und mit abnehmendem u. zunehmendem Mischungsverhältnis.

Abweichungen von der so gefundenen Kurve können selbstverständlich auftreten, dürften jedoch für die Praxis recht belanglos sein. Größere Abweichungen treten auf, wenn Vergaser ohne Höhenregelung Verwendung finden, und zwar können sich diese nach oben und unten bewegen.

Die effektive Leistung wird bei den höheren Luftdichten während eines Teiles der Kurve oberhalb der theoretischen Leistung für Motoren mit Höhenvergasern liegen, wenn der Motor am Boden auf wirtschaftlichsten Betrieb, also sehr arm eingestellt wird. Es wird dann zunächst mit fallenden Luftdichten das Mischungsverhältnis brennstoffreicher, und die Leistung bewegt sich oberhalb der theoretischen Leistung, bis der für Höchstleistung günstigste Wert des Mischungsverhältnisses erreicht ist. Mit weiter fallenden Luftdichten wird das Gemisch weiter an Brennstoffgehalt zunehmen und hierdurch die Leistung verschlechtert werden, bis sie im weiteren Verlauf unter die theoretische Leistung zu liegen kommt. Ist der Vergaser bereits am Boden auf Höchstleistung eingestellt, so wird jede Zunahme des Brennstoffgehaltes eine Verschlechterung der Leistung gegenüber der theoretisch möglichen bewirken, und hier wird die Leistungskurve sich von vornherein unterhalb der theoretisch möglichen bewegen.

Während sich die Höhenleistungskurve eines Motors mit selbsttätigem Höhenvergaser, wie vorstehend gezeigt wurde, mit hinreichender Genauigkeit ermitteln läßt, ist man bei Motoren mit gewöhnlichen Spritzvergasern auf Schätzung der Abweichungen von der theoretisch möglichen Leistung angewiesen. Genauer könnte man die Abweichungen feststellen, wenn man den Motor am Boden mit den sich bei den verschiedenen Luftdichten ergebenden Gemischwärmewerten betriebe und die Leistungen in Abhängigkeit von den Gemischwärmewerten feststellte. Man könnte auf diese Weise durch verhältnismäßige Umrechnung den wahren Leistungsverlauf mit großer Annäherung an die wirklichen Verhältnisse auftragen. Durch Drehzahlmessung im Fluge unter gleichzeitiger Feststellung der Luftdichten wäre eine Nachprüfung der gefundenen Kurve möglich. Hierbei müßte das Flugzeug jedoch bei sämtlichen Luftdichten so geflogen werden, daß genau die gleichen Geschwindigkeiten erzielt werden, um deren Einfluß auf die Drehzahl auszuschalten.

Ein solches Verfahren zur Ermittelung der Höhenleistungen wäre immerhin denkbar, wenn auch etwas umständlich. Unterdruckkammer, fliegender Prüfstand und Meßnabe ergeben selbstverständlich genauere Ergebnisse und sind vorzuziehen.

Wirkungsweise und Anwendungsgebiet von verstellbaren Luftschrauben.

Auszug aus dem Vortrag auf der O. M. V. der WGL am 12. Dezember 1919[1]) von H. Reißner, Berlin.

Der Inhalt dieses Vortrages kann etwa folgendermaßen zusammengefaßt werden:

1. Die Konstruktion von Verstellpropellern der bisherigen Flugmotorenleistungen ist heute schon so weit im Betriebe durchgearbeitet, daß bei Ausnutzung dieser Erfahrungen mit genügender Dauerhaftigkeit, Betriebssicherheit, leichtem Gewicht und leichter Bedienung gerechnet werden kann.
2. Daß Verstellpropeller beim Anfliegen kürzeren Anlauf bringen, Umsteuerpropeller beim Landen der Flugzeuge und beim Manövrieren der Luftschiffe Vorteile bieten, wird vorangeschickt, ohne jedoch diese Vorteile durch Zahlenrechnungen zu fassen.
3. Als Grundlage der Rechnungen wird eine Propellertheorie der kleinen Zustandsänderungen entwickelt und im Vergleich mit Versuchskurven bestätigt.
4. Für Luftschiffe mit Normalmotoren bringen Verstellpropeller keine erheblichen Geschwindigkeitssteigerungen, sind aber immerhin bei starker dynamischer Höhensteuerung nützlich, wenn sowieso umsteuerbare Propeller zum Manövrieren verwendet werden.
5. Für Luftschiffe mit Höhenmotoren erzielen Verstellpropeller ganz erhebliche Geschwindigkeitssteigerungen und Schonung der Motoren.
6. Für Flugzeuge mit Höhenmotoren ergibt sich mit Verstellpropellern eine große Steigerung der Gipfelhöhe und der Steigzeit. Bei den schnellen Reisen in großen Höhen ist die Steigzeit bis zur Reisehöhe von Wichtigkeit.
7. Für Flugzeuge mit Normalmotoren ist die Betriebsverschiedenheit zwischen Schnellfahrt und Steigen so groß und jeder feste Propeller ein solcher Kompromiß, daß die Verwendung eines gut angepaßten Verstellpropellers sehr merkliche Leistungsverbesserungen mit sich bringt.
8. Nimmt die Größe des Antriebsmomentes ab, z. B. dadurch, daß mehrere Motoren auf einen Propeller arbeiten und

[1]) Der ausführliche Bericht der O. M. V. sowie die Vorträge erscheinen später in einem Beiheft dieser Zeitschrift.



einige Motoren ausfallen, so ist bei verstellbaren Luftschrauben die Geschwindigkeitsabnahme wesentlich geringer als bei festen Schrauben.

Bei großen Abnahmen der Motorkraft, z. B. bei halber Leistung zeigt eine auf Versuche gestützte Rechnung, daß bei fester Luftschraube das Flugzeug im allgemeinen keine Schwebefähigkeit mehr besitzt, während es bei Verstellpropeller noch im Horizontalflug verharren kann.

9. Für die obigen Fälle werden an Zahlenbeispielen der Leistungsgewinn, die Drehzahländerung und die Geschwindigkeitsänderung bestimmt und nicht nur Propeller mit Winkelverstellung, sondern auch solche mit Durchmesserverstellung in bezug auf Wirkung und Verstellwege durchgerechnet. Wesentliche Unterschiede in der Wirkung zwischen beiden Verstellarten ergeben sich nicht, jedoch ist die Durchmesserverstellung konstruktiv gegenüber den großen Fliehkräften viel schwieriger durchzuführen.

10. Die bisherigen konstruktiv und betriebstechnisch zu einem Abschluß gelangten Versuchsflüge waren einer Zusammenarbeit der Flugzeugmeisterei, der Zeppelinwerke Staaken und der Helix Propellerges. zu verdanken.

Die Weiterführung planmäßiger Vergleichsflüge mit Verstellpropellern wird im Hinblick auf die Sicherheit, die Wirtschaftlichkeit und die Leistungsfähigheit der zukünftigen Luftfahrt dringend befürwortet.

Sternform-Motoren.

Von Otto Schwager, Charlottenburg.

(Schluß.)

II. Richtlinien für die bauliche Entwicklung der Sternformmotoren.

A. Allgemeines.

Der Gesamtaufbau des Motors ergibt sich aus der Sternformbauart von selbst. Da der hintere Teil des Motors für die Unterbringung der verschiedenen Antriebe und Apparate ausgenutzt werden muß, so bleibt für die Lage der Steuerung nur der Raum zwischen Luftschraube und Kurbelgehäuse. Das vordere Kurbelwellenlager ist zweckmäßigerweise so weit vorzuziehen, daß auf der entstehenden Gehäusenase ein ringförmig auszubildender Bugkühler so Platz findet, daß noch ein Abstand von rd. 100 mm von der Luftschraubenhinterkante bleibt. Der Kühler wird auf dieser Gehäusenase am besten auf einer Wicklung starkwandigen Gummischlauches elastisch befestigt, so daß er unter Erschütterungen nicht zu leiden hat.

Wird der Motor mit Getriebe ausgerüstet, so ist das Umlaufgetriebe die gegebene Bauart.

B. Die Bauteile.

1. Das Kurbelgehäuse.

Die Ausbildung des Kurbelgehäuses ergibt sich aus der Forderung nach möglichst weit in das Gehäuse hineinragenden Zylindern und Anwendung eines reichlich bemessenen Ölsumpfes. Im allgemeinen erscheint es günstig, an der Hinterseite des Gehäuses einen Ringkanal für die Gaszuführung einzugießen, so daß der für den Ölsumpf gegebene Raum auf der Vorderseite liegt. Auf Zylindermittelebene ist das Gehäuse zu teilen. Diese Teilung erscheint günstiger für die Zylinderbefestigung als ein vorderer Deckel, da die Zylinderbefestigung ohne Stehbolzen, die im Aluminiumgehäuse doch nur mangelhaften Halt finden würden, bewerkstelligt werden kann. In dieser Hinsicht ist das Gehäuse des Salmsonmotors als vorbildlich zu bezeichnen. Für den Einbau ist nach Art der Umlaufmotoreneinbauplatten an der Gehäusehinterseite ein kräftiger Flansch vorzusehen, der selbst bei starken Motoren als ausreichende Unterstützung betrachtet werden kann.

2. Die Kurbelwelle.

Die Bauart der einfach gekröpften Kurbelwelle, ob einteilig oder zusammengesetzt, richtet sich nach der Art der Pleuellagerung. Kugel- oder Rollenlager im Hauptpleuelkopf erfordern in jedem Falle eine Teilung der Kurbelwelle am Pleuelzapfen. Ein Überschieben eines im Durchmesser entsprechend groß gehaltenen Rollen- oder Kugellagers über die Kurbelarme verbietet sich wegen der erforderlichen Gegengewichtsarme und wegen des ohnehin schon großen Gewichtes des Hauptpleuelkopfes. Auch bei Kugel- oder Rollenlagerung des Hauptpleuelkopfes ist der Pleuelzapfen mit einer Gleitfläche auszuführen, die allerdings nicht zur Aufnahme der Lagerbelastung zu dienen braucht, sondern lediglich für die Übernahme des Schmieröles aus der hohlen Kurbelwelle zum Hauptpleuellagerkopf erforderlich ist.

Als Lagerung für die Kurbelwelle haben sich Kugellager gut bewährt. Trotzdem erscheinen Rollenlager aber empfehlenswerter, zumal sie bei höherer Belastungsfähigkeit ein nicht höheres Konstruktionsgewicht beanspruchen.

Die Pleuellagerung hängt von der Wahl der Pleuelbauart ab und hat Gegenstand sehr eingehender Erwägung zu sein.

3. Die Pleuelstangen.

Die Bauart der Pleuelstangen bietet wohl die größten Schwierigkeiten für den Konstrukteur.

Für den Angriff mehrerer Pleuelstangen an einem einzigen Zapfen gibt es eine ganze Anzahl Lösungen, die alle mehr oder weniger brauchbar sind.

Am ungeeignetsten erscheint eine früher von Anzani angewendete Bauart, bei der von 5 Pleuelstangen 4 als Gabelstangen ausgebildet sind und sämtliche Stangen mit verhältnismäßig schmalen Gleitflächen sich auf einer lose auf dem Zapfen sich drehenden Büchse bewegen. Nur die Büchse läuft auf dem Zapfen um, während die einzelnen Pleuelzapfen je nach Belastung die Büchse mitnehmen oder auf ihr Relativbewegungen machen. Ungeeignet erscheint diese Bauart wegen der sich ergebenden geringen Auflagerflächen der Pleuelstangen und wegen der nur unter erheblichem Gewichtsaufwand genügend biegungsfest zu machenden Gabelarme.

Als nächste Bauart hat man die angelenkten Stangen zur Verfügung. Ihr Nachteil ist, daß die einzelnen Kolben bei symmetrischer Verteilung der Gelenkbolzen in bezug auf die Hauptstange ungleiche Wege machen, die man durch unsymmetrische Anordnung der Gelenkbolzen praktisch hinreichend genau ausgleichen kann. Diese Bauart der Pleuelstangen muß bei Drehzahlen bis zu 1500 Umdr./min trotz des sich ergebenden großen Gewichtes der umlaufenden Massen als die geeignetste und betriebssicherste bezeichnet werden.

Eine Abart der angelenkten Pleuelstangen ist die beim älteren Salmsonmotor verwendete Bauart, bei der sämtliche Pleuelstangen an einer auf dem Pleuelzapfen drehbaren Büchse angelenkt sind, die so durch ein Zahnradgetriebe gesteuert wird, daß die Gelenkzapfen bei jeder Kolbenstellung für sämtliche Zylinder jeweils die gleiche Lage zur Pleuelzapfenmitte haben. Diese Bauart ermöglicht wohl gleiche Kolbenwege in sämtlichen Zylindern, erfordert jedoch wegen des benötigten Zahnradgetriebes einen erheblichen Gewichtsaufwand, der noch, da die Triebwerkszahnräder einseitig von der Kurbelwellenmitte sitzen, durch ein zusätzliches Gegengewicht erhöht wird. Außerdem trägt ein Teil des Zahnradgewichtes noch zur Fliehkraft der Pleuelzapfenbüchse bei, da eine der Verzahnungen unmittelbar auf der Büchse aufgeschnitten ist.

Aus diesem Grunde ist selbst der Konstrukteur des Salmsonmotors, von dem diese Bauart herrührt, wieder von dieser kinematisch einwandfreien und an sich sehr geistreichen Lösung abgegangen.

Für sehr schnellaufende Motoren müssen alle die bislang besprochenen Bauarten als wenig geeignet bezeichnet werden, da hier die Fliehkräfte des zu den umlaufenden Massen zu zählenden Gewichtes des Pleuelstangenaggregates derart groß werden, daß sie bei weitem den größten Teil der Lagerbelastung ausmachen. Hierzu kommt noch, daß die Resultierende aus den Massenkräften der hin und her gehenden Massen gleichfalls in Richtung der Fliehkräfte ständig in gleicher Größe wirkt und auch diese mit der zweiten Potenz der Drehzahl wächst. Infolgedessen ergeben sich ganz erhebliche Lagerbelastungen, die baulich nicht mehr zu beherrschen sind.

Aus diesem Grunde ist für schnellaufende Sternmotoren eine Bauart zu empfehlen, bei der die einzelnen Stangen sich mit Füßen oder Schuhen auf eine lose auf dem Zapfen laufende Büchse abstützen und durch zwei umgelegte Ringe zusammengehalten werden. Bei dieser Bauart wird sich in ähnlicher Weise wie bei der Gabelstangenbauart nur die Büchse auf dem Zapfen drehen, während die einzelnen Schuhe oder Füße der Stangen je nach Belastung die Büchse mitnehmen oder Relativbewegungen auf dieser machen.

Betrachtet man an Hand der Abb. 1 die Belastungen, so erkennt man von Zylinder 1 ausgehend zunächst, daß der Fuß der Pleuelstange von Zylinder 1 mit der größten Flächenbelastung auf die Büchse drückt. Infolgedessen wird hier die größte Reibung zwischen Pleuelfuß und Büchse ent-

pressung zwischen Pleuelfuß und Büchse haben wird. Von dem Augenblick ab, in dem der Verdichtungsdruck des Zylinders 3 den Ausdehnungsdruck in Zylinder 1 übersteigt, wird die Büchse auf dem Pleuelzapfen durch die Pleuelstange

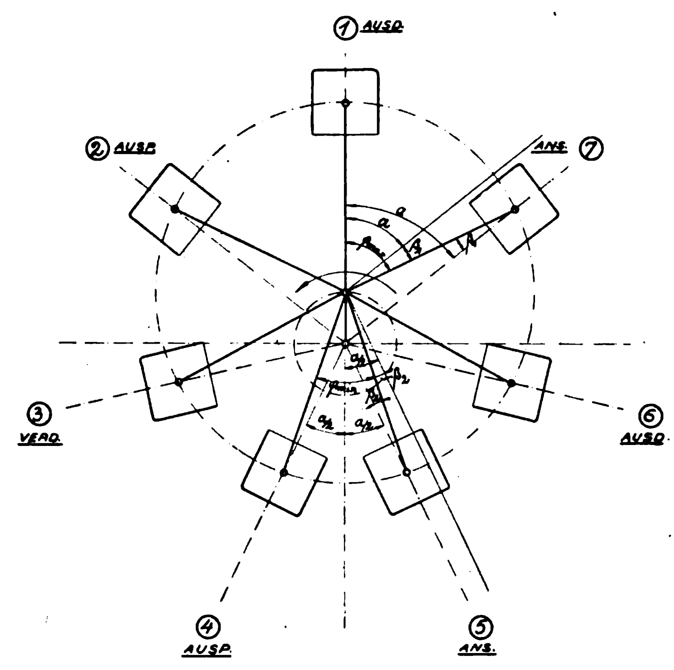


Abb. 1. Relativbewegungen der Pleuelfüße.

des Zylinders 3 mitgenommen werden. In Abb. 2 ist über dem Pleuelzapfenweg als Abszisse der Druckverlauf der Ausdehnung im Zylinder 1 und der Verdichtung im Zylinder 3 aufgetragen, ferner sind die Beschleunigungsdrücke eingetragen und daraus die sich ergebenden resultierenden Druckverlaufslinien. Der Anfangspunkt des Ausdehnungshubes von Zylinder 1 ist gegenüber dem Beginn des Verdichtungshubes stehen und letztere von der Pleuelstange des Zylinders 1 mitgenommen werden. Nach Zylinder 1 folgt in der Zündung Zylinder 3, der demnach nach Zylinder 1 die größte Auflagerbungsarbeit zwischen Büchse und Pleuelzapfen entstehen, wo eine hinreichend große Fläche zur Aufnahme des Druckes zur Verfügung steht. Flächenpressung und Reibungsarbeitszahlen werden demnach nicht höher sein als bei einem gewöhnlichen Pleuellager. Für die Reibung zwischen Pleuelfüßen und Büchse kommen nur Kräfte in Frage, die kleiner sind als dem Schnittpunkt der Drucklinien entspricht. Die maximale Flächenpressung wirkt nur bei ruhender Belastung. Die Füße müssen eine so große Auflagerfläche erhalten, daß die maximale auftretende Flächenpressung nicht zu nahe an die Elastizitätsgrenze kommt und ein Verdrücken der äußeren Lauffläche der Büchse vermieden wird. Günstig für die zwischen Büchse und Pleuelfüßen auftretende Reibung ist der geringe Relativweg zwischen Büchse und Pleuelfuß, der während einer Umdrehung gleich der doppelten Differenz zwischen dem größten und kleinsten von zwei benachbarten Pleuelstangen gebildeten Winkel ist.

Ist α der Winkel zwischen zwei benachbarten Zylindern $= \frac{360^0}{i}$, so ist nach Abb. 1 der größte Winkel zwischen zwei benachbarten Pleuelstangen während einer Umdrehung

$$\varphi_{\max} = \alpha + \beta_1,$$

worin β_1 der Winkel zwischen Zylinderachse und Pleuelstange für einen Kurbelwinkel von der Größe α ist. β_1 findet sich aus der Gleichung

$$\sin \beta_1 = \lambda \cdot \sin \alpha.$$

Der kleinste Winkel zwischen zwei benachbarten Schubstangen ist

$$\varphi_{\min} = 2 \cdot \left(\frac{\alpha}{2} - \beta_2\right),$$

worin β_2 der Winkel zwischen Zylinderachse und Pleuelstange für einen Kurbelwinkel von der Größe $\frac{\alpha}{2}$ ist. Es ist

$$\sin \beta_2 = \lambda \cdot \sin \frac{\alpha}{2}.$$

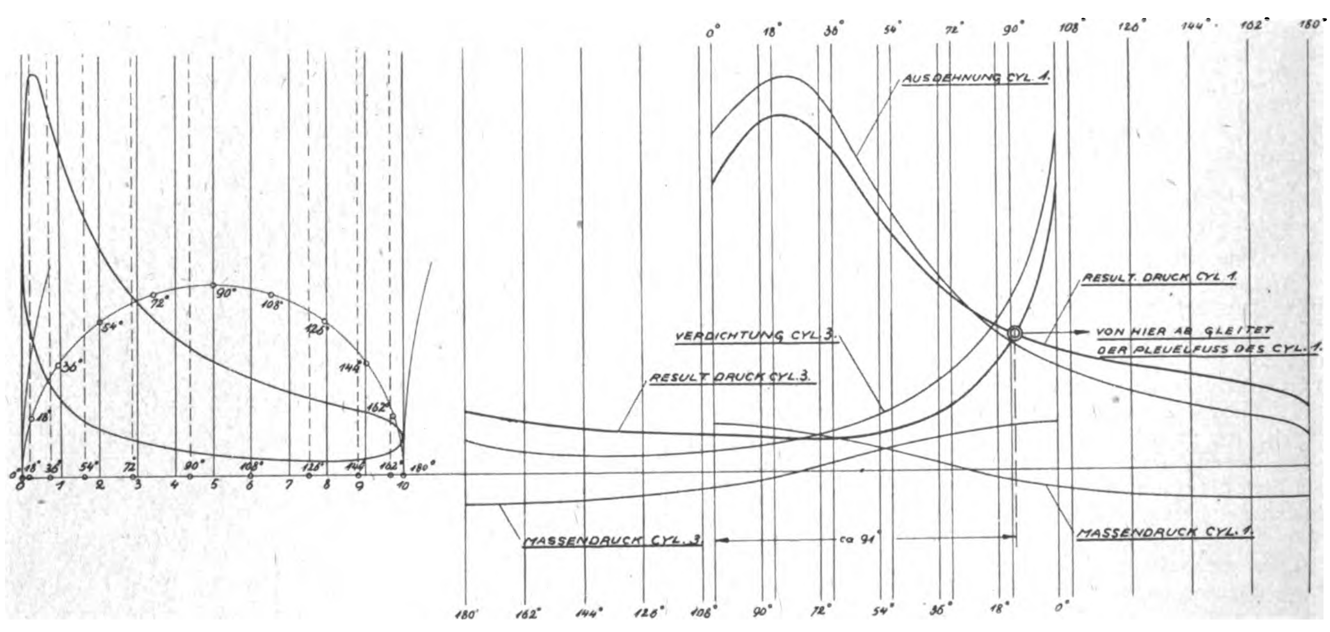


Abb. 2. Druckverlauf in 2 in der Zündung folgenden Zylindern.

um 180°, vermindert um den doppelten Winkel zwischen zwei benachbarten Zylindern, verschoben, so daß sich die Kurbelstellung, von der ab die Büchse durch die Pleuelstange des Zylinders 3 mitgenommen wird, als Schnittpunkt der beiden Druckverlaufslinien für Zylinder 1 und 3 ergibt. Ist die Kurbel dann weiter um den gleichen Winkel bis hinter den Zylinder 3 gelaufen, wie der oben gefundenen Kurbelstellung in bezug auf Zylinder 1 entspricht, so übernimmt die Pleuelstange des Zylinders 5 die Mitnahme der Büchse usw. Solange die Stangenkraft eines Zylinders die dem obigen Schnittpunkt der Drucklinien entsprechende Stangenkraft übersteigt, wird die Rei-

Für einen Motor mit einer Zylinderzahl $i = 7$ bzw. 9 und einem Pleuelstangenverhältnis $\lambda = 0{,}3$ wird

$$\alpha = \frac{360^0}{i} = \frac{360^0}{7} \text{ bzw. } \frac{360^0}{9} = 51{,}5^0 \text{ bzw. } 40^0$$

$$\sin \beta_1 = \lambda \cdot \sin \alpha = 0{,}3 \cdot \sin 51{,}5^0 \text{ bzw. } 0{,}3 \cdot \sin 40^0 = = 0{,}238 \text{ bzw. } 0{,}1925$$

und damit

$$\beta_1 = 13^0\,50' \text{ bzw. } 11^0\,10',$$

so daß

$$\varphi_{\max} = 51^0\,30' + 13^0\,50' \text{ bzw. } 40^0 + 11^0\,10' = 65^0\,20' \text{ bzw. } 51^0\,10' \text{ wird.}$$

Es ist

$$\frac{\alpha}{2} = 25^0\,45' \text{ bezw. } 20^0.$$

Hiermit wird

$$\sin\beta_2 = \lambda\cdot\sin\frac{\alpha}{2} = 0{,}3\cdot\sin 25^0\,45' \text{ bzw. } 0{,}3\cdot\sin 20^0$$
$$= 0{,}3\cdot 0{,}418 \text{ bzw. } 0{,}3\cdot 0{,}342$$
$$= 0{,}125 \text{ bzw. } 0{,}102$$

und

$$\beta_2 = 7^0\,10' \text{ bzw. } 5^0\,52'$$

also

$$\varphi_{\min} = 2\cdot\left(\frac{\alpha}{2} - \beta_2\right)$$
$$= 2\cdot(25^0\,45' - 7^0\,10') \text{ bzw. } 2\,(20^0 - 5^0\,52')$$
$$= 37^0\,10' \text{ bzw. } 28^0\,16'.$$

Der Relativweg der Pleuelfüße auf der Büchse wird hiermit

$$\varphi_{\text{relativ}} = 2\,(\varphi_{\max} - \varphi_{\min})$$
$$= 2\,(65^0\,20' - 37^0\,10') \text{ bzw. } 2\,(51^0\,10' - 28^0\,16')$$
$$= 56^0\,20' \text{ bzw. } 45^0\,48'.$$

Die Geschwindigkeit der Pleuelfüße auf der Büchse ist, wenn d der Pleuelzapfendurchmesser in m, δ die Stärke der Pleuelzapfenbüchse in m ist,

$$v_{\text{relativ}} = \frac{(d + 2\cdot\delta)\cdot\pi\cdot n}{60}\cdot\frac{\varphi_{\text{relativ}}}{360}.$$

Ist z. B. für einen Motor von 7 Zylindern

$$d = 0{,}070 \text{ m},$$
$$\delta = 0{,}0075 \text{ m},$$
$$n = 1800,$$

so ist

$$v_{\text{relativ}} = \frac{(0{,}070 + 0{,}015)\cdot\pi\cdot 1800}{60}\cdot\frac{56{,}333}{360} = 1{,}24 \text{ m/sek.}$$

Demgegenüber wird die Gleitgeschwindigkeit zwischen Zapfen und Büchse

$$v = \frac{0{,}07\cdot\pi\cdot 1800}{60} = 6{,}6 \text{ m/sek}$$

betragen.

Die Lagerfläche des Pleuelfußes umfaßt, wie aus Abb. 1 hervorgeht, höchstens einen Winkel gleich dem kleinsten von zwei benachbarten Pleuelstangen während einer Umdrehung gebildeten Winkel, für den Motor mit 7 Zylindern also höchstens $37^0\,10'$ und für den Motor mit 9 Zylindern $24^0\,36'$. Wegen der Abrundungen, die an den Kanten der Füße erforderlich sind, ist für die Berechnung der Auflagerfläche ein Winkel von 5^0 in Abzug zu bringen. Wir haben also als Auflagerfläche für den 7 Zylindermotor

$$f = \frac{U}{360}\cdot 32^0\,5'$$

und für den 9 Zylindermotor

$$f = \frac{U}{360}\cdot 23^0\,16'$$

einzusetzen, worin U die äußere Mantelfläche der Pleuelbüchse von einer den Pleuelfüßen entsprechenden Länge bedeutet. Wegen der kleinen von den Füßen umspannten Winkel kann an Stelle der Projektion unmittelbar der betreffende Teil der Mantelfläche als Auflagerfläche eingesetzt werden.

Für die Flächenpressung zwischen Pleuelfüßen und Büchse ist der höchste Zünddruck maßgebend. Die Flächenpressung muß, wie bereits oben bemerkt, so niedrig sein, daß ein Verdrücken der Lauffläche ausgeschlossen ist.

Als Beispiel sei ein 7 Zylindermotor gewählt:
Bohrung 120 mm, Pleuelzapfendurchmesser $d_i = 70$ mm,
Hub 130 mm, äußerer Pleuelbüchsendurchmesser $d_a = 85$ mm,
Länge der Pleuelfüße $l = 80$ mm.

Die Auflagerfläche der Pleuelfüße berechnet sich aus:

$$f = \frac{U}{360}\cdot 32{,}17$$

$$U = d_a\cdot\pi\cdot l = 8{,}5\cdot\pi\cdot 8 = 213 \text{ cm}^2$$

$$f = \frac{213}{360}\cdot 32{,}17 = 19{,}1 \text{ cm}^2.$$

Höchster Kolbendruck:

$$P = \frac{12^2\,\pi}{4}\cdot 30 \sim 3400 \text{ kg}.$$

Flächenpressung:

$$k = \frac{P}{f} = \frac{3400}{19{,}1} \sim 178 \text{ kg/cm}^2.$$

Für harte Phosphorbronze kann dieser Wert als zulässig erachtet werden, zumal bei dieser Beanspruchung eine Gleitbewegung nicht auftritt.

Der während des Gleitens auftretende Druck ist stets kleiner als der Verdichtungsentspannung entspricht, also bei einem Verdichtungsverhältnis von $\varepsilon = 5$, entsprechend $p_e = 8$ kg/cm²,

$$P_e = \frac{12^2\,\pi}{4}\cdot 8 \sim 900 \text{ kg},$$

so daß die Flächenpressung

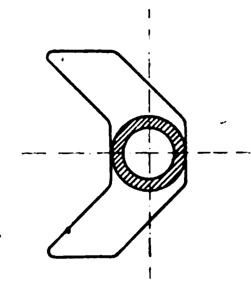
$$k < \frac{P_e}{f} < \frac{900}{19{,}1} < 47 \text{ kg/cm}^2$$

wird. Die Reibungsarbeitszahl $k\cdot v$ ist hierfür

$$k\cdot v_{\text{relativ}} \doteq 47\cdot 1{,}24 \sim 59 \text{ mkg/cm}^2 \text{ sek},$$

welcher Wert als sehr mäßig zu bezeichnen ist.

Um die Fliehkraft der Pleuelfüße besser aufnehmen zu können, empfiehlt es sich, die Auflagerfläche der Pleuelfüße in der Aufsicht nicht einfach rechteckig auszuführen, sondern sie an den Stellen, an denen sie von den zweiteiligen Ringen umfaßt werden, nach einer Schraubenlinie zu krümmen, damit sie die Büchse besser umfassen, am besten in der Weise, daß auf jeder Seite der Stange die Richtung des Schraubenganges eine andere ist. In diesem Fall stellt sich die abgewickelte Auflagerfläche nach Abb. 3 dar.


Abb. 3. Abgewickelte Auflagerfläche eines Pleuelfußes.

Die Aufnahme des sich aus den Kolbenkräften sämtlicher Zylinder und den Massenkräften, sowohl aus den hin und her gehenden als auch umlaufenden Massen ergebenden resultierenden Druckes auf dem Pleuelzapfen durch die Pleuelbüchse bereitet keinerlei Schwierigkeiten, da einmal eine genügend große Auflagerfläche geschaffen werden kann und anderseits das Gesamtgewicht sämtlicher für die Lagerbelastung in Frage kommenden umlaufenden Massen kleiner wird als bei irgendeiner anderen Bauart.

Es muß daher die vorbesprochene Bauart als die für schnellaufende Sternformmotoren günstigste bezeichnet werden.

Schließlich könnte auch einer Bauart nach der beim le Rhone-Umlaufmotor verwendeten eine gewisse Berechtigung zugesprochen werden. Hier werden die für die Lagerbelastung in Frage kommenden Massen unbedingt am kleinsten. Auch die Auflagerfläche der einzelnen Pleuelfüße kann hier reichlich bemessen werden. Es ist jedoch zu berücksichtigen, daß die für die Gleitgeschwindigkeit der Pleuelfüße in Frage kommenden Durchmesser bedeutend größer werden als bei irgendeiner anderen Bauart und anderseits hier an den Pleuelfüßen die volle Gleitgeschwindigkeit zur Geltung kommt.

Auch wird das Gesamtgewicht der Pleuelstangenlagerung größer als bei einer anderen Konstruktion, so daß die Aussichten dieser Bauart gegenüber der vorher besprochenen weniger günstig beurteilt werden müssen.

4. Der Massenausgleich.

Der Massenausgleich für Sternmotoren gestaltet sich außerordentlich einfach. Im allgemeinen führen bei Ermittelung des Massenausgleichs zeichnerische Methoden am schnellsten zum Ziel. Beim Sternmotor dagegen gestaltet sich die analytische Behandlung der Aufgabe am einfachsten.

Allgemein ist für die Beschleunigung

$$p = \frac{v^2}{r} (\cos \alpha \pm \lambda \cdot \cos 2 \alpha).$$

Bezeichnet in Abb. 4 φ den von zwei benachbarten Zylindern gebildeten Winkel, dann ist für Zylinder

$$1: \quad p_1 = \frac{v^2}{r} \cdot (\cos \alpha \pm \lambda \cdot \cos 2 \alpha)$$

$$2: \quad p_2 = \frac{v^2}{r} [\cos (\alpha + \varphi) \pm \lambda \cdot \cos 2 (\alpha + \varphi)]$$

und für Zylinder

$$n: \quad p_n = \frac{v^2}{r} \{\cos [\alpha + (n-1) \cdot \varphi] \pm \lambda \cdot \cos 2 [\alpha + (n-1) \cdot \varphi]\}$$

$n - 1 = m$ gesetzt, ergibt

$$p_n = \frac{v^2}{r} [\cos (\alpha + m \cdot \varphi) \pm \lambda \cdot \cos 2 (\alpha + m \cdot \varphi)].$$

Für i Zylinder wird $n = i$ und $m = i - 1$ gesetzt.

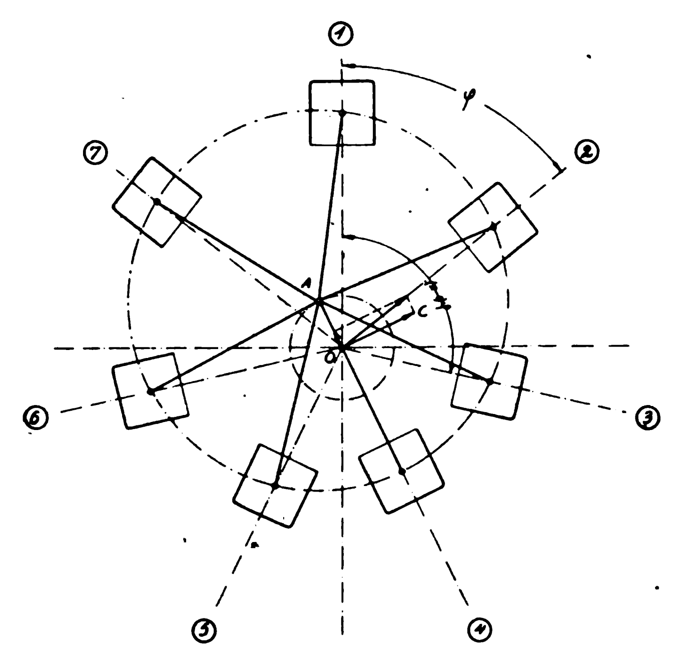


Abb. 4. Zerlegung der Massenkräfte.

Um die Resultierende aus diesen einzelnen Beschleunigungen zu ermitteln, zerlegt man sie zweckmäßig in zwei Richtungen, einmal in Richtung des Kurbelarmes und einmal senkrecht dazu, und betrachtet zur Vereinfachung die Beschleunigungen erster Ordnung und die Beschleunigungen zweiter Ordnung getrennt.

a) Die Beschleunigungen erster Ordnung.

Allgemein hat man

$$p_I = \frac{v^2}{r} \cdot \cos \alpha$$

und

α) für die Komponente in Richtung der Kurbel OA

$$p_{I\alpha} = \frac{v^2}{r} \cdot \cos \alpha \cdot \cos \alpha = \frac{v^2}{r} \cdot \cos^2 \alpha.$$

Als Summe sämtlicher Beschleunigungskomponenten erster Ordnung in Richtung OA ergibt sich

$$\sum_1^i p_{I\alpha} = \frac{v^2}{r} \{\cos^2 \alpha + \cos^2 (\alpha + \varphi) + \cos^2 (\alpha + 2 \varphi) + \ldots + \cos^2 (\alpha + m \cdot \varphi) + \ldots + \cos^2 [\alpha + (i-1) \varphi]\}$$

Es ist nun

$$\cos^2 \alpha = \frac{1}{2} \cdot (1 + \cos 2 \alpha),$$

es läßt sich also schreiben:

$$\sum_1^i p_{I\alpha} = \frac{v^2}{r} \cdot \frac{1}{2} \cdot \{1 + \cos 2 \alpha + 1 + \cos 2 (\alpha + \varphi) + 1 + \cos 2 (\alpha + 2 \varphi) + \ldots + 1 + \cos 2 (\alpha + m \cdot \varphi) + \ldots + 1 + \cos 2 [\alpha + (i-1) \cdot \varphi]\}$$

$$= \frac{v^2}{r} \cdot \frac{i}{2} + \frac{v^2}{r} \cdot \frac{1}{2} \{\cos 2 \alpha + \cos 2 (\alpha + \varphi) + \cos 2 (\alpha + 2 \varphi) + \ldots + \cos 2 (\alpha + m \cdot \varphi) + \ldots + \cos 2 [\alpha + (i-1) \cdot \varphi]\}$$

Der Klammerausdruck ist die Kosinussumme von nach einer arithmetischen Reihe zunehmenden Winkeln, die sich in allgemeiner Form schreiben läßt

$$\{\ldots\} = \cos a + \cos (a + \beta) + \cos (a + 2 \beta) + \ldots + \cos (a + m \beta) + \ldots + \cos [a + (i-1) \beta]$$

und deren Lösung lautet

$$\{\ldots\} = \frac{\sin i \cdot \frac{\beta}{2} \cdot \cos \left[a + (i-1) \frac{\beta}{2}\right]}{\sin \frac{\beta}{2}}.$$

Im vorliegenden Falle ist

$$a = 2 \alpha$$
$$\frac{\beta}{2} = \varphi.$$

Da $\varphi = \frac{360}{i}$, so ist

$$i \cdot \frac{\beta}{2} = \frac{i \cdot 360^0}{i} = 360^0$$

und

$$\sin i \cdot \frac{\beta}{2} = \sin 360^0 = 0,$$

so daß der Klammerausdruck gleich 0 wird.

Es ist also

$$\boxed{\sum_1^i p_{I\alpha} = \frac{v^2}{r} \cdot \frac{i}{2}}$$

β) Für die Komponente senkrecht zur Kurbel OC gilt allgemein

$$p_{I\beta} = \frac{v^2}{r} \cdot \cos \alpha \cdot \sin \alpha = \frac{v^2}{r} \cdot \frac{1}{2} \cdot \sin 2 \alpha.$$

Als Summe ergibt sich hier also

$$\sum_1^i p_{I\beta} = \frac{1}{2} \frac{v^2}{r} \{\sin 2 \alpha + \sin 2 (\alpha + \varphi) + \sin 2 (\alpha + 2 \varphi) + \ldots + \sin 2 (\alpha + m \cdot \varphi) + \ldots + \sin 2 [\alpha + (i-1) \cdot \varphi]\}$$

Der Klammerausdruck ist die Sinus-Summe von nach einer arithmetischen Reihe zunehmenden Winkeln, die sich in allgemeiner Form schreiben läßt

$$\{\ldots\} = \sin a + \sin (a + \beta) + \sin (a + 2 \beta) + \ldots + \sin (a + m \cdot \beta) + \ldots + \sin [a + (i-1) \cdot \beta]$$

und deren Lösung lautet:

$$\{\ldots\} = \frac{\sin i \cdot \frac{\beta}{2} \cdot \sin \left[a + (i-1) \cdot \frac{\beta}{2}\right]}{\sin \frac{\beta}{2}}.$$

a und β haben im vorliegenden Falle die gleiche Bedeutung wie oben, so daß die Summe der Beschleunigungen erster Ordnung senkrecht zur Kurbel gleich 0 wird, also

$$\boxed{\sum_1^i p_{I\beta} = 0}$$

b) Beschleunigungen zweiter Ordnung.

Allgemein gilt

$$p_{II} = \frac{v^2}{r} \cdot \lambda \cdot \cos 2 \alpha.$$

α) Für die Komponente in Richtung der Kurbel hat man

$$p_{II\alpha} = \frac{v^2}{r} \lambda \cdot \cos 2\,\alpha \cdot \cos \alpha.$$

Für einen Zylinder n wird, wenn $m = n - 1$ gesetzt wird,

$$(p_{II\alpha})_n = \frac{v^2}{r} \cdot \lambda \cdot \cos 2\,(\alpha + m \cdot \varphi) \cdot \cos (\alpha + m \cdot \varphi).$$

Es ist allgemein

$$\cos 2\,\alpha = 2 \cdot \cos^2 \alpha - 1$$
$$\cos 2\,\alpha \cdot \cos \alpha = 2 \cdot \cos^3 \alpha - \cos \alpha$$
$$\cos 3\,\alpha = \cos^3 \alpha - 3 \cdot \cos \alpha \cdot \sin^2 \alpha$$
$$= \cos^3 \alpha - 3 \cos \alpha\,(1 - \cos^2 \alpha)$$
$$= 4 \cos^3 \alpha - 3 \cos \alpha$$
$$\cos^3 \alpha = \frac{1}{4} (\cos 3\,\alpha + 3 \cdot \cos \alpha)$$
$$\cos 2\,\alpha \cdot \cos \alpha = \frac{1}{2} \cdot (\cos 3\,\alpha + 3 \cdot \cos \alpha) - \cos \alpha$$
$$= \frac{1}{2} \cos 3\,\alpha + \frac{1}{2} \cdot \cos \alpha.$$

Also

$$(p_{II\alpha})_n = \frac{v^2}{r} \cdot \lambda \cdot \left[\frac{1}{2} \cdot \cos 3\,(\alpha + m\,\varphi) + \frac{1}{2} \cdot \cos (\alpha + m \cdot \varphi)\right].$$

Die Summe aller $p_{II\alpha}$ hat demnach die Form

$$\sum_1^i p_{II\alpha} = \frac{1}{2} \cdot \frac{v^2}{r} \cdot \lambda \cdot \sum_1^i [\cos 3\,(\alpha + m\,\varphi) + \cos (\alpha + m\,\varphi)].$$

Der Klammerausdruck ergibt ähnlich wie oben 2 Kosinussummen von nach einer arithmetischen Reihe zunehmenden Winkeln, und zwar von der Form

$$\sum_1^i \cos 3\,(\alpha + m\,\varphi)$$

und

$$\sum_1^i \cos (\alpha + m\,\varphi).$$

Der erste Faktor der Auflösung der ersteren ist nach dem Vorhergegangenen

$$\sin i \cdot \frac{3\,\varphi}{2} = \sin i\,\frac{3}{2} \cdot \frac{360}{i} = \sin 540^0 = 0$$

und für die letztere

$$\sin i\,\frac{\varphi}{2} = \sin i \cdot \frac{360}{i \cdot 2} = \sin 180^0 = 0.$$

Es ist daher

$$\boxed{\sum_1^i p_{II\beta} = 0}$$

d. h. die Komponente der Beschleunigungen zweiter Ordnung in Richtung der Kurbel ist gleich o.

β) Für die Komponente senkrecht zur Kurbel hat man allgemein

$$p_{II\beta} = \frac{v^2}{r} \cdot \lambda \cdot \cos 2\,\alpha \cdot \sin \alpha$$

und für einen Zylinder n

$$(p_{II\beta})_n = \frac{v^2}{r} \cdot \lambda \cdot \cos 2\,(\alpha + m \cdot \varphi) \cdot \sin (\alpha + m \cdot \varphi).$$

Es ist allgemein

$$\cos 2\,\alpha = \cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha$$
$$\cos 2\,\alpha \cdot \sin \alpha = \cos^2 \alpha \cdot \sin \alpha - \sin^3 \alpha$$

da

$$\cos^2 \alpha = 1 - \sin^2 \alpha$$

ist, wird

$$\cos 2\,\alpha \cdot \sin \alpha = \sin \alpha - \sin^3 \alpha - \sin^3 \alpha$$
$$= \sin \alpha - 2 \sin^3 \alpha.$$

Es ist nun

$$\sin 3\alpha = 3 \cos \alpha \cdot \sin \alpha - \sin^3 \alpha$$
$$= 3 \cdot (1 - \sin^2 \alpha) \cdot \sin \alpha - \sin^3 \alpha$$
$$= 3 \cdot \sin \alpha - 3 \cdot \sin^3 \alpha - \sin^3 \alpha$$
$$= 3 \cdot \sin \alpha - 4 \cdot \sin^3 \alpha,$$

daraus:

$$\sin 3\,\alpha = \frac{1}{4} (3 \cdot \sin \alpha - \sin 3\,\alpha);$$

damit wird

$$\cos 2\,\alpha \cdot \sin \alpha = \sin \alpha - \frac{1}{2} (3 \sin \alpha - \sin 3\,\alpha)$$
$$= \sin \alpha - \frac{3}{2} \cdot \sin \alpha + \frac{1}{2} \cdot \sin 3\,\alpha$$
$$= \frac{1}{2} \cdot \sin 3\,\alpha - \frac{1}{2} \cdot \sin \alpha.$$

Also

$$(p_{II\beta})_n = \frac{v^2}{r} \cdot \frac{1}{2} [\sin 3\,(\alpha + m \cdot \varphi) - \sin (\alpha + m \cdot \varphi)].$$

Es hat die Summe aller $p_{II\beta}$ also die Form

$$\sum_1^i p_{II\beta} = \frac{1}{2} \cdot \frac{v^2}{r} \cdot \lambda \cdot \sum_1^i [\sin 3\,(\alpha + m\,\varphi) - \sin (\alpha + m\,\varphi)]$$

Der Klammerausdruck ist die Differenz zweier Sinussummen von nach einer arithmetischen Reihe zunehmenden Winkeln, und zwar

$$\sum_1^i \sin 3\,(\alpha + m\,\varphi)$$

und

$$\sum_1^i \sin (\alpha + m\,\varphi).$$

Diese beiden Summen sind ebenfalls wieder o, da hier der erste Faktor im Zähler wie bei der entsprechenden Reihe das Kosinus o wird. Also ist

$$\boxed{\sum_1^i p_{II\beta} = 0}$$

Die Komponenten der Beschleunigungen erster und zweiter Ordnung in Richtung der Kurbel und senkrecht dazu heben sich demnach auf bis auf die Komponente der Beschleunigung erster Ordnung in Richtung der Kurbel, die die Größe

$$\boxed{\sum_1^i p_{I\alpha} = \frac{i}{2} \cdot \frac{v^2}{r}}$$

hat.

Als durch Gegengewicht auszugleichende freie Massenkraft aus den hin- und her gehenden Teilen ergibt sich demnach, wenn m die Masse der hin- und her gehenden Teile eines Zylinders ist,

$$\boxed{B = m \cdot \frac{i}{2} \frac{v^2}{r}}$$

Durch ein dem Kurbelarm gegenüber angeordnetes Gegengewicht kann B restlos ausgeglichen werden, so daß keine freien Kräfte nach außen hin auftreten.

5. Die Kolben und Zylinder.

An die Kolben sind beim Sternmotor die gleichen Anforderungen zu stellen wie bei jedem anderen Flugmotor auch. Da die freien Kräfte, wie oben nachgewiesen wurde, durch ein Gegengewicht ausgeglichen werden müssen, so ist besonderer Wert auf geringes Gewicht der Kolben zu legen, damit die Größe des Gegengewichtes möglichst gering wird.

Wenn auch, wie eingangs dieses Aufsatzes dargetan wurde, eine Verölungsgefahr im allgemeinen nicht zu befürchten ist, so muß doch unter Berücksichtigung des Umstandes, daß sich die einzelnen Kolben wenigstens einen Teil des Öles gegenseitig zuwerfen, für besonders sorgfältiges Abstreifen des Öles Sorge getragen werden. Abstreifkolbenringe sind daher unbedingtes Erfordernis.

Bei der Ausbildung der Zylinder ist darauf zu achten, daß sich an den Ventilen keine Dampf- und Luftsäcke bilden können. Erforderlichenfalls sind entsprechende Hilfswasserleitungen anzuordnen. Der Befestigungsflansch ist möglichst weit vom offenen Ende des Zylinders nach dem Kopf zu verlegen, damit die Zylinder möglichst weit in das Kurbelgehäuse hineinragen. Als Befestigung empfiehlt sich die beim Salmsonmotor übliche. Statt eines Flansches sind hier in einer gewissen Entfernung voneinander zwei Bunde vorgesehen.

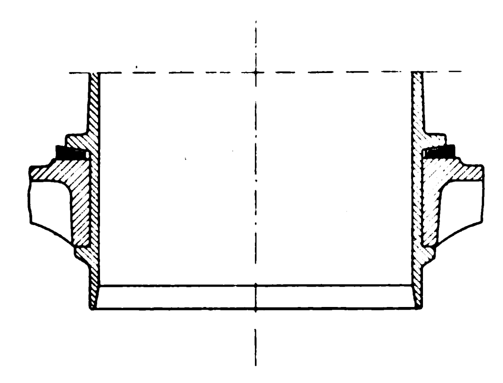


Abb. 5. Zylinderbefestigung.

Zwischen den Bunden wird der Zylinder von dem in der Zylindermittelebene geteilten Kurbelgehäuse gefaßt und durch ein zwischen äußeren Bund und Kurbelgehäuse gelegtes, im Querschnitt keilförmiges Spannband gegenüber dem Kurbelgehäuse verspannt (vgl. Abb. 5).

Um den Außendurchmesser des Motors zu beschränken, sind die Ventilfedern möglichst niedrig auszuführen. Die häufig verächtlich »Mausefallenfedern« genannten Ventilfedern des Salmsonmotors müssen für den vorliegenden Zweck als durchaus geeignet bezeichnet werden.

6. Die Steuerung.

Baulich wird die Steuerung am einfachsten, wenn für Ein- und Auslaß je eine Nockenscheibe mit $\frac{n+1}{2}$ oder $\frac{n-1}{2}$ Nocken vorgesehen wird. Bei $\frac{n+1}{2}$ Nocken ergibt sich gegenüber der Kurbelwelle ein Übersetzungsverhältnis für die Nockenscheibe $\varphi = \frac{1}{n+1}$ bei gleichem Drehsinn wie die Kurbelwelle und bei $\frac{n-1}{2}$ Nocken $\varphi = \frac{1}{n-1}$, entgegengesetzt zur Kurbelwelle laufend.

Bei 9 Zylindern ist es auch möglich, je 2 Nocken in drei Ebenen anzuordnen. Es steuern dann je zwei in einer Ebene liegende Nocken jeder nacheinander Auslaß- und Einlaßventil von je drei Zylindern, so daß bei einer Umdrehung der Nockenscheibe jedes Ventil dieser drei Zylinder zweimal betätigt wird. Zwei Ventilbetätigungen entsprechen beim Viertaktverfahren jedoch 4 Umdrehungen der Kurbelwelle, so daß sich zwischen Nockenscheiben und Kurbelwelle ein Übersetzungsverhältnis von $\varphi = 1 : 4$ ergibt.

6. Die Gaszuführung.

Die gleichmäßige Gasverteilung auf die einzelnen Zylinder bietet gewisse Schwierigkeiten, die jedoch durch Anordnung eines ringförmigen Gaskanales, am besten im Kurbelgehäuse eingegossen, als hinreichend gelöst betrachtet werden können. Die Vorwärmung der Verbrennungsluft kann in der Weise geschehen, daß ein Saugkanal bis unmittelbar hinter den Kühler geführt wird, so daß die um ungefähr 20 bis 25° gegenüber der Außenluft erwärmte Kühlerabluft angesaugt wird. Eine andere Lösung besteht darin, den Luftkanal im vorderen Teil mit dem ringförmigen Auspufftopf zu vereinigen, wobei zur Erreichung einer guten Vorwärmung der Kanal zweckmäßigerweise möglichst breit gehalten wird.

Vielfach, z. B. beim neuen Salmsonmotor, ist Heizung der Gaszuführungsrohre zwischen Vergaser und Gasringkanal vorgesehen. Diese Heizung erscheint entbehrlich, da die Rohre sehr geschützt vor Abkühlung liegen und durch die vom Motor ausgestrahlte Wärme und die Kühlerabluft hinreichend erwärmt werden. Wird Heizung vorgesehen, so sollte sie auf jeden Fall abstellbar gemacht werden, um bei hohen Außentemperaturen ein möglichst günstiges Ladegewicht zu bekommen.

III. Die mit der Sternbauart erreichbaren Leistungen in der Motoreinheit, unter besonderer Berücksichtigung luftgekühlter Sternmotoren.

Der neue Salmsonmotor mit seinen 250 PS stellte die bis vor kurzem größte Ausführung dar, wenn von einem älteren 300 PS-Salmsontyp abgesehen wird. Heute ist diese Leistung bereits überschritten. Von einem englischen luftgekühlten Sternmotor, dessen Daten nachstehend zusammengestellt sind, ist bereits eine Leistung von 340 PS in einem einsternigen Motor erreicht worden. Nach neueren englischen Mitteilungen soll sogar von der ebenfalls englischen Firma Cosmos eine Leistung von 450 PS in einem Stern erreicht worden sein, ja von 750 PS in zwei Sternen ist bereits die Rede gewesen.

Zweifellos ist für starke luftgekühlte Motoren wegen der vollkommen gleichmäßigen Kühlung sämtlicher Zylinder der Sternmotor die gegebene Bauart.

Konstruktionsdaten des 340-PS Sternmotors englischer Herkunft.

Herstellerin: Walton Motors Ltd.
Typbezeichnung: Dragonfly Mark J. A.
Nenn- und Bremsleistung: $Ne = 340$ PS.
Drehzahl: $n = 1650$ Umdr./min.
Zylinder: Bohrung $d = 5\frac{1}{2}$ in. $= 139,7$ mm,
Hub $s = 6\frac{1}{2}$ in. $= 165,1$ mm,
Anzahl $i = 9$,
Bauart: Stahl mit verkupferten Kühlrippen,
Ventile: 2 Auslaß-, 1 Einlaßventil.
Brennstoffverbrauch: 0,56 pints/BHPh = 0,320 l/PSh $\sim$ 222 g/PSh.
Ölverbrauch: 7 pints/h = 4 l/h = 3,7 kg/h $\sim$ 11,2 g/PSh.
Mittlerer effektiver Arbeitsdruck $p_e = 8,15$ kg/cm².
Gewicht ohne Öl: 600 lb = 271 kg.
Einheitsgewicht = 0,8 kg/PS.

Leistung und Gewicht sind als außerordentlich günstig zu bezeichnen.

Der hohe mittlere Druck erscheint in Anbetracht des großen Zylinderdurchmessers von rd. 140 mm etwas unwahrscheinlich und wird voraussichtlich im Dauerbetrieb am Boden nicht aufrecht erhalten werden können. Wahrscheinlich darf der Motor erst über 2000 m ü. N. N. voll geöffnet werden, wie auch der Libertymotor. Man hätte es in diesem Falle mit einem übermessenen Motor von einer Bodenleistung von 275 PS gleichbleibend bis 2000 m ü. N. N. zu tun. Selbst wenn diese Vermutung zuträfe, wäre der Motor noch außerordentlich günstig.

Auffallend ist die Verkupferung der Kühlrippen, die scheinbar eine bessere Wärmeübertragung gewährleisten soll. In Wirklichkeit ist diese Maßnahme erfolglos, da der eigentliche Zylinder aus Stahl die gleiche Wandstärke mit wie ohne Verkupferung haben und daher die Wärme in beiden Fällen durch eine gleich starke Stahlwand geleitet werden muß. Richtiger wäre es, die Zünddrücke von einem Zylinder aus einem Material von hoher Wärmeleitfähigkeit, z. B. Aluminiumlegierung, aufnehmen zu lassen und für den Kolbenlauf eine schwachwandige Stahllaufbüchse einzuziehen, um so infolge der größeren Wärmeleitfähigkeit des Aluminiums bei gleicher mittlerer Temperatur der inneren Zylinderwandungen eine höhere Außentemperatur des Zylinders und damit ein günstigeres Temperaturgefälle zwischen Zylinderwandung und Kühlluft zu erhalten.

Für größere Leistungen als 450 PS kämen mehrsternige Motoren in Frage, die jedoch kaum mit Vorteil als luftgekühlte Maschinen gebaut werden können. Die bauliche Ausbildung solcher mehrsterniger Motoren verliert gegenüber dem einsternigen Motor an Klarheit des Aufbaues. Schon bei zweisternigen Motoren bietet die Ausbildung der Steuerung gewisse Schwierigkeiten. Vereinfachen ließe sie sich, wenn man die Zylinder unmittelbar hintereinander anordnete und die Kurbeln um 180° gegeneinander versetzte und unter den einzelnen Zündungen der beiden Sterne ungleichmäßige Zündfolge zu-

ließe. Man hätte dann für den Neunzylindermotor, wenn die vorderen Zylinder mit 1_v, 2_v, 3_v, 4_v usw. und die hinteren 1_h, 2_h, 3_h, 4_h usw. bezeichnet werden, eine Zündfolge und Zündabstände: 1_v 20° 6_h 60° 3_v 20° 8_h 60° 5_v 20° 1_h 60° 7_v 20° 3_h 60° 9_v 20° 5_h 60° 2_v 20° 7_h 60° 4_v 20° 9_h 60° 6_v 20° 2_h 60° 8_v 20° 4_h 60° 1_v.

Eine solche Zündfolge mit den abwechselnden Abständen von 20° und 60° erscheint in Anbetracht des hohen Gleichförmigkeitsgrades, den der einsternige Motor mit 9 Zylindern hat, und mit Rücksicht auf den zu erreichenden vollkommenen Massenausgleich jedes einzelnen Sternes ohne weiteres zulässig. Auch bestätigen die Erfahrungen, die man bei Riesenflugzeuggetrieben mit dem Zusammenkuppeln zweier Sechszylindermotoren gemacht hat, wo auch auf die Zündabstände zwischen den beiden gekuppelten Motoren bezüglich der Gleichmäßigkeit der gemeinsamen Zündfolge beider Motoren keine Rücksicht genommen wird, diese Behauptung.

Bei der vorstehend geschilderten Anordnung kann der Ventilantrieb für die hinteren Zylinder durch den der vorderen hindurchgeführt werden, d. h. die Schwinghebelachse der hinteren Zylinder geht durch die der vorderen Zylinder hindurch. Für beide Zylindersterne ergeben sich bei Wahl einer Steuerung mit $\frac{n+1}{2}$ oder $\frac{n-1}{2}$ Nocken auf je einer Scheibe zwei Nockenscheibenpaare mit gemeinsamem Antrieb, und es liegen jeweils zwei Stoßstangen in einer Ebene hintereinander. Hierdurch wird die Steuerung sehr klar und übersichtlich. Die Zylinder werden in diesem Falle zweckmäßig als Blockzylinder ausgeführt, um eine gute Lagerung der Schwinghebelachsen zu ermöglichen. Noch einfacher wird die Steuerung, wenn zwei Doppelnockenscheiben nach Art der le Rhone-Steuerung und für den vorderen und hinteren Zylinder je eine auf Zug und Druck beanspruchte Stößelstange verwendet werden.

Bei dreisternigen Motoren wird die Ausführung der Steuerung noch schwieriger. Hier wird sich empfehlen, für je drei Zylinder eine gemeinsame Obersteuerung unter gleichzeitiger Vereinigung von je drei hintereinander gelegenen Zylindern zu einem Block zu verwenden. Mit solchen dreisternigen Motoren dürften ohne weiteres 1000 PS in einer Einheit zu erreichen sein.

Vorläufig wäre jedoch erst der einsternige Motor auf höchste Leistung bei geringstem Einheitsgewicht zu entwickeln.

IV. Zusammenfassung.

Es werden die vielfach gegen die Schmierung der Sternmotoren geäußerten Bedenken widerlegt und gleichzeitig die für Motoren mit hängenden Zylindern zu ziehenden Schlüsse daran angeknüpft. Weiter werden Richtlinien für die bauliche Entwicklung aufgestellt und hierbei der Massenausgleich und die Ausführung der Pleuelstangen eingehend behandelt. Zum Schluß werden unter gleichzeitiger Erweiterung der für die bauliche Entwicklung aufgestellten Richtlinien die durch Sternmotoren erzielbaren Leistungen besprochen.

Der Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen

stellt unter anderm folgende Entwürfe, die 1911 bis 1914 satzungsgemäß veröffentlicht waren, nochmals zur Erörterung [1]). Äußerungen werden bis zum Schluß des Jahres 1920 erbeten.

Entwurf VIII. Arbeit und Energie.

I.

1. Eine Energieangabe bezieht sich stets auf einen Zustand, eine Arbeitsangabe dagegen stets auf eine Zustandsänderung.

2. Daher setzen sich Energieausdrücke aus gleichzeitigen Werten meßbarer Größen zusammen, Arbeitsausdrücke dagegen aus Werten [2]), die sich über einen Zeitabschnitt verteilen.

3. Als Merkmal zur Unterscheidung von Energie und Arbeit folgt hieraus, daß sich eine Energieangabe auf einen Zeitpunkt, eine Arbeitsangabe dagegen auf einen Zeitabschnitt bezieht.

II.

4. Mechanische Arbeit ist das Produkt aus Weg und der in die Wegrichtung fallenden Komponente der Kraft.

5. Elektrische (genauer: elektromagnetische) Arbeit ist das Produkt aus Spannung, Strom und Zeit.

6. Es ist eine Eigentümlichkeit des Sprachgebrauches, andere Energieübertragungen nicht als Arbeiten zu bezeichnen.

III.

7. Geht ein System aus einem Zustand in einen andern über, so bezeichnet man als Abnahme seiner Energie den in Arbeitseinheiten gemessenen Betrag aller Wirkungen, die bei diesem Übergang außerhalb des Systems hervorgebracht werden.

8. Da hierdurch nur die Änderung der Energie eines Systems definiert ist, so wird der Betrag der Energie erst durch die Wahl des Zustandes bestimmt, dem die Energie Null zugeschrieben werden soll (Nullzustand). Für manche Energieformen ergibt sich die Wahl des Nullzustandes in zweckmäßiger und daher allgemein gebräuchlicher Weise dadurch, daß eine weitere Verringerung dieser Energieform von diesem Zustand aus nicht mehr möglich ist (z. B. bei der elektrischen und bei der magnetischen Energie).

IV.

9a. Bei manchen Zustandsänderungen findet kein Energieaustausch zwischen verschiedenen Körpern (oder Teilen eines Körpers) statt, sondern die Energie wechselt nur ihre Form, ohne zu wandern.

9b. Im allgemeinen geht aber bei einer Zustandsänderung Energie von einem Körper auf einen anderen über, u. zw. entweder durch mechanische oder durch elektrische Arbeit oder durch Wärmeleitung oder durch elektromagnetische Strahlung (zu der auch Wärme- und Lichtstrahlung gehören).

9c. Außerdem kann Energie auch ohne Zustandsänderung ihres Trägers dadurch ihren Ort ändern, daß sie an bewegten Körpern haftet (Konvektion).

10. Beispiele für Energieformen sind: kinetische Energie, mechanische Lagenenergie, elastische Form- und Volumenenergie, Wärme, chemische Energie, elektrische Energie, magnetische Energie.

Zusatz.

Der Quotient aus der Arbeit und der auf sie verwendeten Zeit heißt Leistung. Die Leistung gibt die Stärke des Energiestromes durch eine Fläche (meist die Oberfläche eines Raumteiles) an.

Entwurf XIII. Gewicht.

Der Ausdruck „Gewicht" bezeichnet eine Größe gleicher Natur wie eine Kraft; das Gewicht eines Körpers ist das Produkt seiner Masse in die Beschleunigung der Schwere.

Entwurf XIV. Dichte.

1. Massendichte (spezifische Masse) ist der Quotient der Masse eines Körpers durch sein Volumen.

2. Gewichtsdichte (spezifisches Gewicht) ist der Quotient des Gewichts eines Körpers durch sein Volumen.

3. Dichtezahl (Dichteverhältnis) ist das Verhältnis der Massendichte oder der Gewichtsdichte eines Körpers zu der Massendichte oder der Gewichtsdichte eines Vergleichskörpers. Wenn keine besonderen Gründe dagegen sprechen, ist für feste und flüssige Körper als Vergleichskörper Wasser von 4° C zu wählen.

4. Massenräumigkeit (spezifisches Massenvolumen) ist der Quotient des Volumens eines Körpers durch seine Masse.

5. Gewichtsräumigkeit (spezifisches Gewichtsvolumen) ist der Quotient des Volumens eines Körpers durch sein Gewicht.

[1]) Die Erläuterungen zu diesen Entwürfen finden sich ETZ 1911, S. 721 (VIII), 1912, S. 467 (X), 1914, S. 280 (XIII und XIV), S. 661 (XVII).

[2]) Mathematisch gesprochen ist daher die Energiedichte (d. h. die in der Raumeinheit enthaltene Energiemenge) eine Funktion von Zustandsparametern (z. B. von Geschwindigkeit, Temperatur, Feldstärke), so daß die Energie selbst durch das Raumintegral einer solchen Funktion dargestellt wird. Die mechanische Arbeit ist dagegen ein Linienintegral, die Arbeit des elektrischen Stromes ein Zeitintegral.

Entwurf X. Mathematische Zeichen.

Nr.	Zeichen	Bedeutung
1.	1. 1)	erstens
2.	( )	Numerierung von Formeln; die Formelnummern sollen stets am rechten Rande des Textes stehen.
3.	$^0/_0$, vH	Prozent
4.	$^0/_{00}$, vT	Promille
5.	/	für ein, pro
6.	÷	bis (statt —)
7.	( ) [ ] { }	Klammer
8.	, ·	Dezimalzeichen; Komma unten, oder Punkt oben. Zur Gruppenabteilung bei größeren Zahlen darf weder Komma noch Punkt verwandt werden.
9.	$0{,}0_58$	0,000008
10.	$+$	plus, mehr, und
11.	$-$	minus, weniger
12.	$\cdot \times$	mal, multipliziert mit. Der Punkt steht auf halber Zahlenhöhe.
13.	: / —	geteilt durch
14.	$=$	gleich
15.	$\equiv$	identisch mit
16.	$\neq$	nicht gleich
17.	$\approx$	nahezu gleich, rund, etwa
18.	$<$	kleiner als
19.	$>$	größer als
20	$\ll$	klein gegen } von anderer
21.	$\gg$	groß gegen } Größenordnung
22.	∞	unendlich
23.	$\sqrt{}$	Wurzelzeichen. Das Zeichen $\sqrt{}$ erhält einen oben angesetzten wagrechten Strich, an dessen Ende ein kurzer senkrechter Strich angesetzt werden kann.
24.	$\vert\ \vert$	Determinante
25.	$\vert\ \vert$	Betrag einer reellen oder komplexen Größe
26.	!	Fakultät
27.	Δ	endliche Zunahme
28.	d	vollständiges Differential
29.	∂	partielles Differential
30.	δ	Variation, virtuelle Änderung
31.	đ	Diminutiv
32.	Σ	Summe von; Grenzbezeichnungen sind unter und über das Zeichen zu setzen. Die Summationsvariable wird unter das Zeichen gesetzt.
33.	$\int$	Integral
34.	$\parallel$	parallel
35.	#	gleich und parallel
36.	$\perp$	rechtwinklig zu
37.	$\triangle$	Dreieck
38.	$\cong$	kongruent
39.	$\sim$	ähnlich, proportional
40.	$\sphericalangle$	Winkel
41.	$\overline{AB}$	Strecke AB
42.	$\widehat{AB}$	Bogen AB

Entwurf XVII. Normaltemperatur.

Die Eigenschaften von Stoffen, Systemen, Geräten und Maschinen sind tunlichst bei einer bestimmten einheitlichen Temperatur zu messen oder für eine solche zu berechnen und anzugeben. Sofern nicht besondere Gründe für die Wahl einer anderen Bezugstemperatur vorliegen, ist als Normaltemperatur + 20° C zu wählen.

Die Bezugstemperatur 0° C ist beizubehalten:
in der Festlegung der Maßeinheiten „Meter" und „Ohm";
in der Festlegung der Druckeinheit „Atmosphäre" und bei Barometerangaben.

Die Bezugstemperatur + 4° C ist beizubehalten in der Festlegung der Maßeinheit „Liter" und für Wasser als Vergleichskörper bei Dichtebestimmungen.

Bücher-Besprechungen.

Die Notlandung. Ein Handbuch für Flieger. Von Alexander Büttner. 180 Seiten mit 47 Abb. Preis leicht gebunden M. 3,60. Verlag Richard Karl Schmidt & Co., Berlin W. 62.

Gesetze betr. die Luftfahrt. Zusammengestellt vom Aero-Club von Deutschland. Bd. II. Preis M. 20 und Teuerungszuschlag. Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H., Berlin W. 35.

Nachdem im Frühjahr 1919 die erste Zusammenstellung der Gesetze und Entwürfe von Gesetzen betreffend die Luftfahrt, herausgegeben vom Aero-Club von Deutschland, erschienen ist, wird uns vom Verlag schon heute die Fortsetzung der Sammlung als zweiter Band der »Gesetze betreffend die Luftfahrt« vorgelegt. In dankenswerter Weise haben die Herausgeber der Sammlung, die juristische Kommission des Aero-Clubs von Deutschland, alle inzwischen erschienenen Gesetze und Gesetzentwürfe gesammelt und zusammen mit der inzwischen mit unseren bisherigen Gegnern abgeschlossenen Internationalen Konvention für Luftfahrt in diesem Bande vereinigt.

Gewerbelehre, Organisation und Rechnungsführung in Gewerbebetrieben von Gustav Doden. Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin. Preis 6.50.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Über **„Turbinen und verwandte Probleme in der Flugtechnik"** berichtete Noack auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« vom 14. Mai. Die Turbine hat infolge ihres gleichförmigen Ganges, ihres geringen Gewichtes und Platzbedarfes viele Vorteile vor dem Kolbenmotor. Man hat daher Dampfturbinen für den Flugzeugantrieb vorgeschlagen. Die praktische Durchführung scheiterte aber bisher an baulichen und Betriebsschwierigkeiten des Kondensators. Ungünstig ist auch der Brennstoffverbrauch. Dem Baue brauchbarer Gasturbinen stehen ebenfalls noch unüberwindbare Schwierigkeiten entgegen, sowohl infolge des Mangels an hitzebeständigen Stählen, als auch durch das Fehlen von Kreiselverdichtern mit hohem Wirkungsgrad. Dagegen hat die Abgasturbine, die die Auspuffgase des Flugmotors verwertet, bereits Anwendung gefunden (Rateau und andere). Man hat auch versucht, den Luftstrahl, der den Vortrieb bei Luftfahrzeugen bewirkt, unmittelbar durch Ausströmung von verpufften Gasen zu erzeugen. Aber auch diese sonst recht einfachen Vorrichtungen haben nicht den gewünschten Erfolg, da die hohen Strahlgeschwindigkeiten einen sehr geringen »bestmöglichen« Vortriebswirkungsgrad ergeben. Dasselbe gilt, wo zur Beschleunigung des Luftstrahles an Stelle der Schraube Gebläse verwendet werden, wie z. B. beim Flugzeug von Coanda. Die Mischung des Feuerstrahles mit Luft zwecks Verminderung der Strahlgeschindigkeit, wie sie von Mélot versucht wurde, erleidet durch den Stoß der mit verschiedener Geschwindigkeit aufeinander treffenden Medien große Energieverluste.

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß bisher alle Bemühungen, den Benzinmotor mit einfacher Luftschraube durch andere Mittel zu ersetzen, vergeblich waren und wohl lange bleiben werden, weil der Flugmotor unsere wirtschaftlichste Kraftmaschine überhaupt ist und die bauliche Einfachheit der Luftschraube nicht leicht zu übertreffen ist.

Ein erweiterter Bericht mit rechnerischen Unterlagen folgt in einem der nächsten Hefte.

Neuaufnahmen:

Harald Wolff, Obering. der Siemens-Schuckert-Werke, Siemenstadt b. Berlin.
Friedrich Stahl, Charlottenburg 9, Württembergallee 26/27.
Bruno Mühle, Niedersedlitz b. Dresden, Schulstr. 26, b. H. Benndorf.

Adressenänderungen:

Dr.-Ing. Dr. Lewe, Berlin NW. 87, Ufenaustr. 2.
Dipl.-Ing. van Gries, Cöln-Ehrenfeld, Merkenstr. 15.
Professor Koebe, Luckenwalde.
Ing. Curt Hanfland, Berlin SO. 16, Schmidtstr. 35.
Paul Westphal, Berlin-Dahlem, Altensteinstr. 33.
Geh. Oberbaurat Richard Müller, Berlin W. 62, Wichmannstr. 13 p. l.

Die Geschäftsstelle.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Die Handley Page-Gesellschaft beförderte gemeinsam mit der Cie. Messageries Aériennes, Paris, auf den Flugstrecken **London—Paris** und **London—Brüssel** vom 2. September 1919 bis 10. April 1920 1196 Reisende und 29 t Fracht über eine Gesamtstrecke von 141 220 km. ND. **18.**

Auf der Flugstrecke **Stockholm—Helsingfors,** die im Mai eröffnet wird, sollen **ausschließlich englische Flugzeuge** benutzt werden. (»The British Export Gazette«, London, April 1920). ND. **18.**

Luftdienst Paris—Brüssel. Das »Nationalsyndikat zum Studium des Lufttransports« schlägt im Einvernehmen mit den zuständigen Behörden die Einrichtung eines regelmäßigen Luftverkehrs zwischen Brüssel und den Nachbarstädten vor.

Die Postgebühren für Briefe unter 100 g sollen 75 Cts. betragen; Passagierflugpreise Brüssel—Paris und umgekehrt nicht über Frs. 300. (»The Times«, London, 20. April 1920.) ND. **17.**

Wettbewerbe.

Preisausschreiben des Luftministeriums. Der Wettbewerb für Groß- und Kleinflugzeuge wird am 3. August, der für »Amphibien« am 1. September eröffnet.

Preise (für britische Reichsangehörige) für Flugzeuge, die einschließlich Motoren im Britischen Reich gebaut sind:

a) Landflugzeuge.
   Kleine: 1. Preis 10000, 2. 4000, 3. 2000 Pf. St.;
   Große: 1. Preis 20000, 2. 8000, 3. 4000 Pf. St.

b) Wasserflugzeuge wie kleine Landflugzeuge.

Die Regierung behält sich vor, die Gesamtpreissumme nach Bedarf anders zu verteilen; ferner wird sie mit Einwilligung des Bewerbers das Flugzeug, welches den 1. Preis davonträgt, ankaufen; die Zeichnungen verbleiben dem Hersteller.

Hierbei werden höchstens gezahlt: für Kleinflugzeuge 4000, für Großflugzeuge 10000, für Wasserflugzeuge 8000 Pf. St.

Betriebsstoffe und Unterstellräume werden von der Regierung nach Möglichkeit auf Gefahr des Bewerbers kostenlos zur Verfügung gestellt.

Nennungen werden beim Sekretariat des Luftministeriums für Landflugzeuge bis 1. Juni, für Wasserflugzeuge (Amphibien) bis 1. Juli 1920 entgegengenommen.

Diese Bestimmungen sind in zahlreichen Einzelheiten geändert worden. Zwei Prüfungen sind neu eingefügt:

1. Abfliegen und Landen mehrmotoriger Flugzeuge mit Abstellen eines Motors und
2. eine Zuverlässigkeitsprüfung, aus einem Flug über eine Strecke von 720 km bei mindestens 128 km/h in 0,9 km (3000 Fuß) Höhe, wobei es auf möglichst geringen Betriebsstoffverbrauch ankommt.

(»The Times«, London, 20. April 1920.) ND. **17.**

Die **Internationale Flugzeugausstellung in Turin,** die Ende April und im Mai ds. Js. stattfinden sollte, wurde auf Oktober verschoben. (»l'Auto«, Paris, 24. April 1920.) ND. **18.**

Amerika.

Professor Davis Todd und Major Leo Stevens beabsichtigen **Ballonaufstiege** in den Vereinigten Staaten zu astronomischen, meteorologischen und pathologischen Beobachtungen in 3, 7,5, 12 und 15 km Höhe. Der Ballon soll 12800 m³ Inhalt haben. (»Flight«, 15. April 1920, S. 418.) ND. **17.**

Zur einheitlichen Bearbeitung der **Versuche mit Heliumgas** haben das Kriegs- und Marineministerium ein vereinigtes Amt gebildet, in dem sich auch ein Vertreter des Bergamtes (Ministerium des Innern) befindet. (»Flight«, Nr. 590, S. 418, vom 15. April 1920.) ND. **17.**

Das **amerikanische Flugwesen** ist in Kammer und Senat heftig angegriffen worden, weil es sich so kümmerlich am Kriege beteiligt habe, obgleich so große Summen für den Bau von Flugzeugen ausgeworfen waren.

Am Kriegsende gab es an der französischen Front nur 213 amerikanische Flugzeuge statt der vorgesehenen 4000. (»l'Information de France«, Tokio, Nr. 98.) ND. **18.**

Für die **Einrichtung eines Luftpostdienstes** zwischen New York und San Franzisko genehmigte das Repräsentantenhaus im Postetat Doll. 1250000. (»Journal«, Paris, 18. April 1920.) ND. **18.**

Belgien.

Entwurf für das belgische Luftfahrtbudget 1920.

Einrichtung von Luftverkehrslinien	Frs. 6000000
Ausbau der Luftverkehrszuschüsse	» 1000000
Sportliche und volkstümliche Veranstaltungen, Kartographie, Bibliographie	» 945000
Technische Versuchsanstalten, Wettbewerbe . .	» 2000000
	Frs. 9945000

Unter den Arbeiten für 1920 ist zu erwähnen: Ausbau der Linien Brüssel—Paris und Brüssel—London, Einrichtung der Flugplätze Evère und Ostende und voraussichtlich Errichtung der Linien Brüssel—Amsterdam und Brüssel—Köln. (»l'Auto«, Paris, 17. April 1920.) ND. **17.**

Britisches Reich.

Auf die Anfrage, ob die Regierung **Zerstörung oder Auslieferung der deutschen Flugzeuge** fordere, teilt Churchill mit, daß die Flugzeuge den britischen Anforderungen nicht genügen und daher abgebaut und als Altmaterial verkauft werden sollen, mit Ausnahme einiger, die für Ausstellungen bestimmt sind. (»The Times«, London, 27. April 1920.) ND. **18.**

Der **Bericht des Luftfahrtbeirates** (»Advisory Committee for Aeronautics«) für 1918/19, am 19. April veröffentlicht, behandelt ausführlich die flugtechnische Forschungsarbeit. In einem umfangreichen Anhang werden die Fortschritte seit 1914 vorgeführt. Eindringlichst wird auf die Notwendigkeit reichlicher Mittel zur Förderung und Unterstützung der Luftfahrt hingewiesen. (»The Times«, London, 20. April 1920.) ND. **18.**

Am 23. April landete ein Schleppdampfer bei Lowestoft **Teile eines Zeppelin-Wrackes.** Es handelt sich wohl um das 28. November 1916 zerstörte Luftschiff. (»The Times«, London, 20. April 1920.) ND. **18.**

Motorbrennstoffe aus Kohle. Auch in England erkennt man jetzt, wie wichtig es ist, sich in dem Bezug der Betriebsstoffe für Kraftwagen- und Flugmotoren vom Ausland unabhängig zu machen. Da die Benzolerzeugung ungenügend ist, kommen andere Verfahren, vor allem die Ausscheidung des Äthylens aus dem Steinkohlengas in Betracht, die große Mengen von Spiritus liefern würde. Bei vollständiger Ausnutzung des erzeugten Gases könnte man so jährlich etwa 1180 Mill. l flüssige Brennstoffe frei machen, während die Verarbeitung der Gase nur auf Benzol höchstens 345 Mill. l Rohbenzol liefern würde.

Eine andere Quelle für flüssige Brennstoffe eröffnet sich in der Anwendung der neueren Tieftemperaturverkokung; diese liefert auf 1 t Kohle 715 kg Tieftemperaturkoks, einen für den Hausbrand recht gut brauchbaren Heizstoff, daneben 9 kg als Düngemittel äußerst wertvolles schwefelsaures Ammoniak, rd. 2000 m³ Kraftgas, 72,5 l Öl für Heiz- und Schmierzwecke und 13,6 l reinen Motorbetriebstoff, der zum Teil aus Benzol, zum Teil aus benzinähnlichen Kohlenwasserstoffen besteht. Da der Kohlenverbrauch für Hausbrandfeuerungen in England schon im Jahre 1913 rd. 35 Mill. t betragen hat, so könnte man durch Deckung des Hausbrandbedarfes mit Tieftemperaturkoks solche Mengen an Motorbetriebstoffen erzeugen, daß diese in Verbindung mit dem in Gasanstalten und Kokereien erzeugten Benzol und Spiritus die Benzineinfuhr (1919 rd. 910000000 l) überflüssig machen würden. — In Wirklichkeit wird die Benzolerzeugung schon wegen der hohen Baukosten der Anlagen nur langsam gesteigert werden können. (»Engineering«, 16. April 1920, S. 518.) Hr. ND. **18.**

Deutschland.

Der Oberpostdirektor in Danzig teilt mit daß eine **Briefpost-Flugverbindung** zwischen Danzig und einem deutschen Platz geplant sei. (»Kreuz-Ztg.«, Berlin, 9. April 1920.) ND. **17.**

Die **Personenbeförderung von Danzig nach Stolp** durch die Danziger Luft-Reederei ist seit 18. April im Gange. Für die geplanten Flüge nach Warschau steht die Genehmigung der polnischen Behörden noch aus. (»Danziger Allgem. Ztg.«, 20. April 1920.) ND. **18.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Die Unzschen Fallschirmkonstruktionen. Ein Fallschirm muß leicht sein und wenig Raum einnehmen. Bei den »Tubus-«, »Tornister-« und »Sitzpolsterfallschirmen« der Deutschen und Österreicher wurde nach dem Absprung der oberste Teil, der versteifte Rand der »Ausströmöffnung«, durch »Abreißschnur« vom Flugzeug aus aufgezogen. Man mußte also nach einer bestimmten Seite abspringen, und die Schnur konnte, ebenso wie selbsttätige Vorrichtungen, versagen.

Der Unz-Fallschirm wird in einer Segeltuchhülle auf dem Rücken getragen und steht mit dem Flugzeug nicht in Verbindung. Das Öffnen erfolgt durch einen Hilfsfallschirm, der aus dem Bauchgurt gezogen werden kann, mit einer Schnur zunächst die Tasche aufzieht und dann die Ausströmöffnung des Hauptfallschirms hält. Risse im Fallschirm werden durch Leinenbänder begrenzt. Der Entfaltungsstoß wird durch eine Schraubenfeder aufgenommen.

Bei Versuchen öffnete sich der Hauptfallschirm in 2 bis 3 s, die mittlere Fallgeschwindigkeit war 5 m/s. Statt einer Bruchbelastung wurde ein Fallschirm im Flugzeug durch den Schraubenstrahl des vollaufenden Motors geöffnet und fortgetrieben. Eine Zugwage ergab sechsfache Sicherheit. Zugleich zeigte der Versuch, daß ein Abspringen nicht nötig ist, sondern nur ein Herausziehen des Hilfsfallschirms; durch den Flugwind wird man vom Sitz abgehoben. — Alfred Basch. Der Flug (früher Oesterreichische Flugzeitschrift). Bd. 1920, März/April, S. 29/31 (4½ Sp., 3 Abb.). E. TF. **19.**

Flugbootteile. Flugboote, Gestalt und Abmessungen der Hülle. Beim Anfahren hat jedes Wasserflugzeug die Neigung, nach vorn zu kippen. Daher die Forderungen: 1. Kein zu großes Kippmoment bei geringer Geschwindigkeit. 2. Große Wasserverdrängung; keine Neigung, das Wasser zu früh zu verlassen. 3. Möglichkeit, die Trimmlage vor Erreichen der Mindestfluggeschwindigkeit mit dem Höhensteuer zu regeln. Ein weit vorgebauter Bug erschwert das Überschlagen. Spitz-V-förmiger Boden erzeugt Gischtbildung. Gebräuchlicher Kielwinkel 145° bis 160°, bei neuen Großflugbooten 130°. Im Verhältnis zum Fluggewicht kleine Boote verlangen während des Anlaufens auf dem Wasser bei niedriger Geschwindigkeit weniger Zugkraft, bei steigender Geschwindigkeit unverhältnismäßig mehr Zugkraft als große Bootskörper.

Bei den ersten Flugbooten war es sehr schwer, in der letzten Periode des Anlaufes das seitliche Gleichgewicht aufrecht zu erhalten. Das verlangte zwei Schwimmer oder einen mit sehr breitem Boden. So entstanden Bootstypen, die unten einen sehr breiten Spant hatten, der über der Wasserlinie bald wieder schmal wurde. Diese seitlichen Wülste erfordern (nach Schleppversuchen am Modell) nur wenig mehr Zugkraft.

Die Form der Gleitfläche, ob eben, konkav, konvex oder V-förmig, hat wenig Einfluß auf die Querstabilität. Hier ist fast nur die Breite ausschlaggebend. Die Hauptstufe liegt meist hinter dem Schwerpunkt. Anordnung vor dem Schwerpunkt ergab gute Längsstabilität. Entlüftung durch Rohre hat man aufgegeben. Zu diesem Zwecke erhält das Boot hinter der Stufe mehr V-Form als vorn. Eine zweite Stufe ist notwendig, da sonst das Boot nicht »auf Stufe kommt«. Der Stufenabstand darf nicht zu klein sein.

Die obigen Angaben fußen auf Schleppversuchen am Modell. Zum Vergleich mit der Wirklichkeit wurde ein ausgeführtes Flugboot in der Themsemündung geschleppt. Das Ergebnis stimmt mit dem Kleinversuche gut überein.

Die seitlichen Stützschwimmer sollen höher als das Boot sein. Zur Berechnung ihrer Wasserverdrängung nimmt man an, daß eine seitliche Brise von 25 Knoten (46,3 km/h) bei einem Anstellwinkel von 12° einen Auftrieb von 12,5 kg/m² hervorruft. Der Druckpunkt des windwärts gelegenen Flügels ist ein Fünftel Spannweite vom Flügelende, der des leewärts liegenden Flügels ebensoviel vom Boot entfernt. Daraus läßt sich, wenn Abmessungen und Gewicht bekannt sind, die notwendige Tragkraft des Schwimmers berechnen.

Zur Festigkeitsrechnung des Bootes muß man die Biegemomente bestimmen, die entstehen, wenn das Boot vorn und hinten, oder nur in der Mitte von einem Wellenberg getragen wird. Die Beanspruchungen im letzten Teil des Anlaufes bei bewegter See betragen höchstens das Doppelte des Flugzeuggewichtes. Über die Wucht beim Aufsetzen aufs Wasser wurden Kanalversuche gemacht und eine Erfahrungsformel aufgestellt. Der V-förmige Boden verhält sich dabei am besten. — G. S. Baker. Flight, Bd. 12, 4., 11., 18. März 1920, S. 270/272, 299/301, 319/321 (13½ Sp., 3 Abb., 5 Zahlentaf.). Auch Engineering, Bd. 109, 5. März 1920, S. 323/327 (14 Sp., 3 Schaubilder, 1 Zeichnung verschiedener Bootsformen, 3 Lichtb., 5 Zahlentaf. der Abmessungen von Modellen und ausgeführten Booten. Hn. TF. **18.**

Flugzeugbeschreibung. Das L. W. F.-Güterflugzeug hat zwei Sperrholzseitenrümpfe und in der Mitte eine Gondel mit zusammen drei 400 PS-Liberty-Motoren. In jedem Boot der zum Motor gehörige Brennstoff, Stirnkühler und je 1 Zugschraube. In jedem Seitenrumpf noch 450 kg Post. Leitwerk an den Seitenrümpfen. Zwei Führer, ein F-T-Gast, ein Monteur in der Gondel. Geschwindigkeit 160 km/h, Landegeschwindigkeit 84 km/h.

Spannweite	32,0 m
Länge	16,7 m
Höhe	5,2 m
Flügeltiefe	3,3 m
Flügelabstand (nicht gestaffelt)	3,3 m
Einstellwinkel, oben	4,5°
Einstellwinkel, unten	3,5°
Profil	U.S.A. 6.
Fläche mit Querrudern 2 (91 + 9) =	200 m²
2 Höhenflossen übereinander 2 × 8 =	16 m²
2 Seitenflossen	2,6 m²
3 Seitenruder	7,3 m²
Gesamtfluggewicht	9,00 t
Nutzlast	3,45 t
Flächenbelastung	45 kg/m²
Leistungsbelastung	7,5 kg/PS
Flugdauer mit Vollgas auf 3 Motoren	10 h.

Aeronautics, Bd. 18, 8. April 1920, S. 300 (¾ Sp., o. Abb.). Hn. TF. **18.**

Flugzeugbeschreibung. Amerikanische Caproni-Flugzeuge wurden während des Krieges in Lizenz gebaut. Zwei Seitenrümpfe (Holzdrahtboote mit Zugschrauben, Stirnkühlern, Motoren, Benzin- und Ölbehältern, sowie Höhen- und Seitenleitwerk. In der Mitte eine Gondel — Holzdrahtboot mit Stirnkühler, Beobachtersitz mit Bewaffnung, zwei Führersitze nebeneinander, Benzinbehälter, Platz für den Funker und ein Motor mit Druckschraube. — Zum Einbau gelangten drei 330 PS-Liberty. Das Profil ist ähnlich Eiffel 36. Wölbungspfeil unten 82 mm, 800 mm von der Eintrittskante, und oben 190 mm, 1000 mm von der Vorderkante entfernt. Größte Dicke 114 mm. Die Mitteldecke bleiben beim Transport mit Fahrgestell, Gondel und den Seitenrümpfen vereint. Breite dabei 5,5 m. Holme im Mittelteil aus Esche, in den Flügeln Spruce. Außer den Motorstielen noch je 3 Stielpaare aus Stahlrohr in Tropfenform. Sie sind nicht austauschbar, und ihre Knicklänge ist auf ein Drittel abgefangen. Fahrgestell: Holz in Stahlschuhen mit viel Verspannung.

Spannweite			14,90 m
Flügeltiefe			2,72 m
Flügelabstand			2,72 m
Länge			12,50 m
Höhe			4,26 m
Einstellwinkel			5,5°
Fläche mit 4 Querrudern 112,3 + 14,7 =			127 m²
Höhenflosse und -ruder 7,2 + 4,7 =			11,9 m²
3 Seitenruder			7,35 m²
Triebwerk		2,02 t	
Tragwerk		0,74 t	
Leitwerk		0,10 t	
Gondel und Rümpfe		0,43 t	
Fahrgestell		0,16 t	
Leergewicht			3,45 t
Besatzung	0,32 t		
Bewaffnung	0,71 t		
Freibleibend	0,20 t		
Ladung		1,23 t	
Betriebstoff		1,23 t	
Nutzlast			2,46 t
Gesamtfluggewicht			**5,91 t**
Flächenbelastung			46,3 kg/m²
Leistungsbelastung			5,9 kg/PS
Geschwindigkeit			160 km/h
Steigzeit bis 2 km			11 min
Steigzeit bis 4,5 km			70 min.

Flight, Bd. 12, 8. April 1920, S. 389 (8 Sp., 6 Abb.). Hn. TF. **18.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue Avro-Dreidecker, Muster 547.

Flügel- und Querruder 39,4 + 6,4 =	45,8 m²
Höhenflosse und -ruder 2,4 + 1,7 =	4,1 m²
Seitenflosse und -ruder 0,66 + 0,83 =	1,5 m²
Gesamtfluggewicht	1,36 t
Leistungsbelastung	8,5 kg/PS
Flächenbelastung	30 kg

Geschwindigkeitsbereich . . . . 72—150 km/h
Betriebsgeschwindigkeit . . . . 128 km/h.
Flight, Bd. 12, 4. März 1920, S. 258/259 (3½ Sp., 1 Lichtbild, 1 Zeichnung, vgl. Abb., 1 Zahlentafel. Hn. TF. **18.**

Flugzeugbeschreibung. Der Nieuport-»Nighthawk«-Zweisitzer für Verkehrszwecke mit 320 PS-ABC-Dragonfly-Motor, 230 km/h Geschwindigkeit, 25 m² Tragfläche, 1 t Gesamtgewicht. — Aerial Age Weekly, Bd. 10, 16. Februar 1920, S. 664/665 (3 Sp., 1 Lichtbild, 1 Zeichnung des Flugzeuges, 1 ausführliche Zahlentafel.) E. TF. **17.**

Flugzeugbeschreibung. Aus den Handley-Page-Werken. Zwei umgebaute Militärdoppeldecker 9/400 mit je zwei zwölfzylindrigen 350 PS-Rolls-Royce-Eagle, »Great Britain« und »Silver Star«, bedienten den gesamten Reiseverkehr zwischen London und der Friedenskonferenz. Ende 1918 erschien der V/1500 mit vier ebensolchen Motoren, 19,5 m Spannweite und 12,7 t Gesamtgewicht bei 140—150 km/h Geschwindigkeit. Als Friedensflugzeug entworfen wurde (1920) der W 8 mit zwei 450 PS-Napier, 185 km/h Geschwindigkeit, vornehmem »Salon« für 15 Reisende mit allen Bequemlichkeiten. Führer und Gehilfe sitzen frei. Die Flügel lassen sich beiklappen. — H. F. Der Flug (früher: Oesterreichische Flugzeitschrift), Bd. 1920, März/April, S. 23/25 (4 Sp., 7 Lichtb. der Flugzeuge). E. TF. **19.**

Flugzeugbeschreibung. Die Airco (The Aircraft Manufacturing Co., Ltd.) hat verschiedene Kriegsflugzeuge für Verkehrszwecke umgebaut, z. B. den De Havilland 4-Zweisitzer für Fernaufklärung und Bombenflüge mit 360 PS-Rolls-Royce-Eagle und 200 km/h Geschwindigkeit zum Schnellverkehrs-Dreisitzer DH 4a, der auch rd. 200 kg Fracht oder Post in 1 m³ Laderaum tragen kann, ferner den DH 9-Aufklärungs- und Bomben-Zweisitzer mit 200/240 PS-Siddeley und 180 km/h (DH 9-Napier-»Lion« hat diesen 450 PS-Motor und machte 10,5 km Höhe in 1 h) zum DH 9b für 2 Reisende und einen weit hinten sitzenden Führer; DH 9a mit 400 PS-Liberty oder 330 PS-Rolls-Royce zum DH 16 für 4 Reisende und einen Führer; endlich den schweren, aber sehr schnellen und handlichen Bombenwerfer DH 10 mit zwei 400 PS-Liberty zwischen den Flügeln, 190 km/h Geschwindigkeit und 5 km Steigfähigkeit in 30 min (der DH 10a hat die Motoren auf den Unterflügeln und dadurch 210 km/h Geschwindigkeit) durch Umbau des Rumpfes zum Schnellverkehrs-DH 10b für 5 Reisende oder 400 kg Ladung, bei Einbuße an Schnelle bis zu 600 kg und 1000 km Flugweite.

DH 17 ist eigens für Reise- und Frachtverkehr gebaut, mit zwei 600 PS-Rolls-Royce-Condor für 2 Führer und 16 Reisende in geräumiger Kabine oder 1,6 t Ladung, 200 km/h Geschwindigkeit, 700 km Flugweite; das DH 18-Verkehrsflugzeug hat nur einen 450 PS-Napier-»Lion« und 185 km/h Geschwindigkeit, mit einem Rumpfe für einen Führer und 8 Reisende oder 1,2 t Ladung (dann nur 170 km/h). Der neueste kleine Airco 20, ein kleiner Sport- und Post-Doppeldecker mit 150 PS-ABC-»Wasp«, hat 170 km/h Geschwindigkeit, steigt 3 km in 17½ min und trägt außer dem Führer einen Reisenden oder 200 kg Post.

Das Schulflugzeug DH6 mit einer großen Geschwindigkeitsspanne, 58/110 km/h, wurde deswegen auch zum Bombenwerfen auf U-Boote verwendet. Der Lehrer kann mit einem Hebel die Steuerung des Schülers ausschalten. — Jongbloed. Het Vliegveld, Bd. 4, 24. April 1920, S. 150/153 (6½ Sp., 8 Lichtb. der Airco-Flugzeuge). Vgl. auch das Folgende. E. TF. **19.**

Flugzeugbeschreibung. Das neue Airco-Flugzeug, DH 16, hat 15 m Spannweite, 12 m Länge, viersitzige Kabine mit zwei Vorder- und zwei Rücksitzen. Der Flug (früher: Österreichische Flugzeitschrift), Bd. 1920, März/April, S. 32 (1 Sp., 1 Zeichnung in doppelten Ansichten). E. TF. **19.**

Flugzeugbeschreibung. Das Sportflugzeug Henry Potez, Muster VIII, hält die richtige Mitte zwischen den »abgerüsteten Jagdflugzeugen« und den »Babys«. Es ist mit sechsfacher Sicherheit aus Duralumin gebaut und wiegt 120 kg, mit dem vierzylindrigen, gleichmäßig luftgekühlten 50 PS-»Potez«-Motor 100 kg mehr. Der Motor ist also schwer, aber einfach, dauerhaft, sparsam und durchaus zuverlässig. Sein Schwerpunkt liegt tief, er versperrt die Sicht nicht. Die Schraube wird »ohne Schwungrad« von 2200 U/min auf die Hälfte untersetzt, auf ihrer Achse sitzt auch der Magnet. Der Vergaser liegt außenbords.

Das Gesamtgewicht mit Betriebstoff für 2 h und 2 Insassen beträgt 420 kg, die Geschwindigkeit 110, beim Landen 140 km/h. Das Fahrgestell hat zwei zweirädrige Achsen hintereinander und an der hinteren eine Bremse; wenn diese zu stark wirkt, geht das Flugzeug auf die Vorderachse, und die Bremse wird vom Boden abgehoben.

Der Preis beträgt vollständig 21000 Frs. (= 4000 Gulden).
Flugzeug:
Spannweite . . . . 8,00 m
Tragfläche . . . . 19,00 m²
Flügeltiefe . . . . 1,40 m
Flügelabstand . . . . 1,17 m
Querruder . . . . 1,85 m²
Länge . . . . 5,63 m
Höhe . . . . 2,45 m
Motor:
Bohrung . . . . 100 mm
Hub . . . . 120 mm
Verbrauch . . . . 15 l/h
E. N. Rahusen. Het Vliegveld, Bd. 4, 24. April 1920, S. 156 bis 158 (4 Sp., 2 Lichtb., 1 Zahlentaf.). E. TF. **19.**

Flugzeugbeschreibung. Die Orenco-Flugzeuge sind Rumpfdoppeldecker mit Zugschraube. Muster A ist ein Schulflugzeug mit dem Lehrer neben dem Schüler, D eine »Kreuzung« zwischen Halberstadt D 5 und SE 5 mit Stirnkühler. D2 ist einstielig und hat Stahlrohrstreben statt Spannseilen. Das Flugboot ist mit einem großen Schwimmer, Gitterschwanz, Motor mit Stirnkühler und Druckschraube zwischen den Decken ausgestattet. — Flight, Bd. 12, 1. April 1920, S. 363/366 (8 Sp., 3 Lichtb., 2 Zeichnungen, 2 Zahlentaf.). Hn. TF. **19.**

Flugzeugfestigkeit. Grundsatz der dynamischen Ähnlichkeit bei formveränderlichen elastischen Fachwerken. 1. Aus Dimensionsbetrachtungen folgt, daß das geometrische Modell die gleichen Dehnungen und Spannungen aufweisen muß wie die große Ausführung.

2. Das Modell eines Fachwerks aus dünnen Stäben braucht keine geometrisch ähnlichen Stabquerschnitte aufzuweisen, jedoch müssen die Trägheitshalbmesser im richtigen Verhältnis verkleinert werden. Die Zugkräfte, also auch die mit den Elastizitätszahlen multiplizierten Querschnitte, müssen sich wie die Kräfte verhalten. Ist z. B. die Trägheitszahl festgelegt, so kann der Querschnitt ohne Änderungen des Trägheitshalbmessers verkleinert werden, z. B. bei einem rechteckigen Träger durch Verbreiterung. Sehr unelastische Teile müssen auch im Modell ebensolchen entsprechen.

3. Die größten Spannungen im Modell verhalten sich bei rechteckigen Trägern genau, bei anderen angenähert wie die Elastizitätszahlen, die größten Dehnungen sind also gleich. Wenn das Modell aus einem dehnbareren Stoff besteht, als die große Ausführung, wie bei dem Xylonitmodell eines Flugzeugholmes, so ist bei ihm die Bruchsicherheit größer. Das muß bei Festigkeitsuntersuchungen beachtet werden. — Filon. Engineering, Bd. 109, 9. Januar 1920, S. 64/66 (1½ Sp., o. Abb.). E. TF. **18.**

Flugzeugteile. Seilsteifheit und Rollenreibung. Bei Messungen mit Messingrollen auf Gleit- oder Kugellagern ergab sich für erstere die 30fache Reibungszahl, nämlich 0,15. Die Verwendung großer, kugelgelagerter Rollen lohnt sich also trotz des Mehrgewichts von rd. 30 g. — Leo Kirste. Der Flug (früher: Österreichische Flugzeitschrift) Bd. 1920, März/April, S. 32 (1 Sp., 1 Abb.). E. TF. **19.**

Flugzeugteile. Schwingungen von Flugzeugholmen. Bei einem Einstieler machten sich die Schwingungen unangenehm bemerkbar, weil der Stielanschluß in ¹/₃ Holmlänge lag. Versuche mit dem zweckmäßig eingeklemmten und durch eine Kugel seitlich geführten Holm ergaben auf einer vorbei bewegten berußten Platte reine Sinusschwingungen, wenn jedoch der Stiel weiter außen angriff, stärker gedämpfte zusammengesetzte Schwingungen. Eine genauere Untersuchung der Längenverhältnisse zeigte, daß sie aus den dreiknotigen Schwingungen des Innenfeldes und des Kragendes besteht. Verlegt man den Stiel zu weit nach außen, so kommt der Oberholm in das kritische Gebiet (auf das Zusammenwirken beider Holme ist indes keine Rücksicht genommen!). Schiebt man den Stielanschluß nach innen, so ergibt sich nur die reine Sinusschwingung des Kragendes, die mehr und mehr gedämpft ist. Beim Entwerfen von Tragwerken hat man diese Verhältnisse zu beachten, damit Resonanz mit der Betriebsdrehzahl des Motors vermieden wird. —A. H. Stuart. Engineering, Bd. 109, 13. Februar 1920, S. 201 (3 Sp., 9 Zeichnungen der Versuchsanordnung und Bilder der Schwingungskurven, 1 Zahlentaf.). E. TF. **19.**

Luftschiffbau. Der Einfluß der Größe von Starrluftschiffen auf ihre Leistung. Wenn man untersucht, mit welcher Potenz der Abmessungen die Gewichte der Einzelteile und Betriebsstoffe wachsen, so folgt zwingend das bekannte Ergebnis, daß große Luftschiffe günstiger sind. — C. I. R. Campbell (Vortrag vor der Institution of Naval Architects), Engineering, Bd. 109, 2. April 1920, S. 464/466 (7 Sp., 1 Zeichnung, 3 Schaubilder, 1 Zahlentaf. der Gewichte). E. TF. **17.**

Luftschraubenbau. Luftschrauben aus einem neuartigen Baustoff. Wenn man Gewebe oder Papier mit Bakelit tränkt (einem harzartigen Stoff, der nach der Erfindung von Dr. Bakelund hergestellt wird, unter Druck erhärtet und gegen Säuren unempfindlich wird) und mehrere Lagen hiervon durch Pressen bei höherer Tempe-

ratur vereinigt, so erhält man einen neuen Baustoff »Micarta«, der in Platten verwendet wird.

Zerreißfestigkeit senkrecht zur Gewebefläche	rd. 7 kg/mm²
Druckfestigkeit senkrecht zur Gewebefläche	25 kg/mm²
Druckfestigkeit in Richtung der Gewebefläche	12 kg/mm²
Spezifisches Gewicht	1,4
Zusammenziehung bis zur Temperatur von 100°	Null
Aufnahmevermögen für Öl	Null
Aufnahmevermögen für Wasser	0,25 bis 2 vH des Gewichtes.

Nachdem man diesen Stoff für elektrische und Kraftwagenteile wiederholt mit Erfolg verwendet hatte, hat man neuerdings versucht, ihn anstatt Holz für Luftschrauben zu verwerten. Seine Vorzüge sind Gleichförmigkeit, Widerstandsfähigkeit gegen Nässe und einfache Herstellung; das Gewicht ist etwas größer als das von Holzschrauben. Am besten stellt man Platten aus 5 bis 6 Lagen von Gewebe oder Papier her und schneidet diese dann wie Holzbretter. Für eine Schraube von etwa 100 mm Nabenlänge sind etwa 175 Lagen erforderlich, die unter Pressen bei 200° erhitzt werden. Der ganze Vorgang dauert 3 bis 4 h. Man hat eine derartige Schraube nach Verstärken der arbeitenden Kanten durch eingelassene Metalldrähte 10 h lang bei 1800 U/min laufen lassen und vorübergehend bei 2340 U/min ohne Schaden geschleudert. — Le Génie Civil, Bd. 76, 13. März 1920, S. 263 (1 Sp., o. Abb.). Hr. TF. **18.**

Luftschraubenmechanik. Auswuchten von Turbinen und Treibschrauben. Das Auswuchten von Läufern und das Bestimmen der Lage und Größe der berichtigenden Gewichte geschieht durch Feststellen der Lage und Stärke der Ausschläge mit Stahlstiften in je einem gleichachsigen Ring an jedem schwingenden Wellenende, die durch die Schwingungen verschoben werden, und durch Messen der »Fliehkraftdrücke« durch Federn. Ein Vektordiagramm ergibt unmittelbar die Größe der Ausgleichgewichte und Momente. — King-Salter. Engineering, Bd. 109, 9. April 1920, S. 491/494 (11½ Sp., 14 Zeichnungen der Vorrichtung, Schwingungskurven usw.). E. TF. **19.**

Materialkunde. Festigkeit von Flugzeugholmen aus einem vollen Stück, aus mehreren Teilen und aus Sperrholz. Zusammengesetzte Holme sind wegen der Ersparnis an Holz trotz der großen Lohnunkosten billiger als die aus einem Stück gefrästen, für die man längere, sorgfältig ausgesuchte Stücke braucht. Das amerikanische Eichamt hat eine Reihe von I-Holmen verschiedener Bauart und verschiedenen Holzes, meist als Vorderholm des Curtiss JN 4 geeignet, geprüft: 1. aus einem Stück, 2. aus Gurten und Steg, die mit Nut und Feder verleimt sind, 3. aus dünnen Lagen zusammengeleimt. Beim Eichamt wurden 14 volle Holme hergestellt, um die Eignung von Föhre und Zypresse an Stelle von Spruce und die Vorzüge symmetrischer I-Stiele vor den üblichen mit geneigten Enden zu untersuchen. 15 Holme aus Spruce, 7 volle und 8 dreiteilige, wurden zu vergleichenden Versuchen von der Marine-Flugzeugwerft in Philadelphia eingesandt. 23 Sperrholzholme wurden von zwei Firmen zur Prüfung übersandt, 4 Zypresse, die übrigen Spruce, teilweise mit Hartholzverstärkungen.

Die 2,29 m langen Profilstücke wurden auf 2,13 m unterstützt und an zwei Punkten, 0,61 m von den Auflagepunkten, belastet, in einem Falle 14½ h lang mit 74 Wechseln/min vorbeansprucht. Die gesperrten Holme wurden auch auf Schub geprüft. Der Leim war stärker als der Holzsteg, auch wenn die Stücke vorher 4½ Tage lang 65 vH Luftfeuchtigkeit ausgesetzt waren.

Hauptergebnisse: 1. Föhre liefert Holme von gleicher Festigkeit (bei gleichem Gewicht) wie Spruce, aber nicht von gleicher Elastizitätszahl; Zypresse ist kein vollwertiger Ersatz. 2. Rechtwinklige I-Querschnitte sind fester. 3. Dreiteilige Holme können von gleicher Festigkeit wie einfache hergestellt werden. 4. Gesperrte Holme desgl. 5. Doch haben die Einzelheiten der Herstellung großen Einfluß auf die Festigkeit: a) Sachgemäße Schäftungen schwächen den dreiteiligen oder gesperrten Holm nicht; Laschenverbindungen sind nur für Schäftungen zulässig, wobei als Neigung 3 : 40 empfohlen wird; Stoßverbindungen sind unvorteilhaft. b) Die Furniere sollen dick sein, wenigstens 3 mm; je dicker, desto größer die »spezifische Festigkeit« des ganzen. c) Verstärken der Gurte und des Steges mit Hartholz erhöht die Festigkeit. Gegen Abscheren der Stegmitte hilft ein Hartholzaufleimer mit senkrechten Fasern. Die Leimung wird durch Erschütterungen nicht ermüdet. e) Geleimte Holme haben die gleiche Schubfestigkeit wie das Holz, auch in feuchter Luft. f) Zusammengesetzte Holme haben nur bei vorzüglicher Bauart die gleiche Elastizität wie volle.

Alle Vollholme versagten in der gedrückten Faser, auch die dreiteiligen, jedoch nicht an den Schäftungen. Die mittlere Festigkeit der gesperrten ist etwas größer als bei vollen Holmen, aber auch die Schwankungen. Von den gesperrten Holmen brachen zwei in der gedrückten Faser an fehlerhaften Stoßfugen, zwei in der gezogenen Faser, weil das Zypressenholz faulig war. Ein Holm mit Birkenzwischenlage im Steg riß bei der Biegeprobe in der gezogenen Faser. Mahagoni-Verstärkungen waren günstig, zu hohe Feuchtigkeit setzt die Druckfestigkeit herab. — John H. Nelson (Bericht Nr. 35 des Landesbeirates für Luftfahrt, National Advisory Committee for Aeronautics), Aerial Age Weekly, Bd. 10, 16. Februar 1920, S. 661/663 und 673 (12 Sp., 2 Lichtb., 29 Zeichnungen der Holmquerschnitte bzw. Schäftungen, 1 Schaubild der Ergebnisse, 3 Zahlentaf.). Vgl. auch Engineering, Bd. 109 (½ Sp., o. Abb.). E. TF. **17.**

Motorbeschreibung. Der neueste Flugmotor der Packard Motor Car Co., Detroit, in der Bauart des Liberty-Motors, mit 12 Zylindern (127 × 187 mm) leistet bei 1750 U/min 420 PS; er unterscheidet sich vom Liberty hauptsächlich durch die Anordnung der beiden Vergaser am hinteren Motorende statt zwischen den Zylindern, die so vom Führersitz aus bequem zugänglich sind und auf dem Prüfstand während des Laufes eingestellt werden können. Sie haben eine neuartige Gemischheizung, die Packard vor einiger Zeit bei Kraftwagen eingeführt hat, die gleich beim Andrehen wirkt und mit zunehmender Leistung abnimmt: dem Gemisch in der Saugleitung wird eine geringe Menge heißer Gase beigefügt, die in einer besonderen Kammer verbrannt sind. Das erforderliche Gemisch liefert ein kleiner Hilfsvergaser, der durch den Druckunterschied zwischen der Düse des Hauptvergasers und der Saugleitung betrieben wird. Der Verbrauch des Hilfsvergasers verschwindet gegenüber der Ersparnis, die namentlich bei Betrieb mit schwer flüchtigen Brennstoffen erreicht werden kann. Die Einrichtung scheint auch geeignet, die neuerdings beobachtete Verschlechterung des Schmieröles durch unverdampften Brennstoff zu vermeiden. Aeronautics, Bd. 18, 15. April 1920, S. 315 (1¼ Sp., 1 Abb.). Hr. TF. **18.**

Motorschmierung. Die Lorraine-Dietrich-Flugmotoren. Die neuartige Zylinderschmierung des 500 PS-Zwölfzylindermotors macht von Spritzöl unabhängig und sichert eine zwangläufige Ölführung bis zur Zylinderfläche. Aus dem hohlen Kurbelzapfen fließt das Öl durch eine Tangentialbohrung der Lagerschale in eine Ölkammer auf der Außenseite der Lagerschale und ein Rohr im Innern der hohlen Pleuelstange. Der Kolbenbolzen ist im oberen Pleuelstangenende durch eine Buchse mit mehreren Längsnuten festgeklemmt und läuft in den Augen des Kolbens. Die Nuten nehmen das Öl aus der Pleuelstange auf und speisen durch Bohrungen des Kolbenbolzens eine in diesen eingepreßte Aluminiumbuchse, die nur an den Enden paßt, so daß sie eine Ölkammer bildet; aus dieser gelangt das Öl durch zwei Löcher auf die Lauffläche des Kolbenbolzens, sowie in zwei in den Kolbenkörper eingeschraubte Röhrchen, die auf der Druckseite der Kolbenlauffläche münden. Die Ölkammer im Kolbenbolzen und die Röhrchen zur Lauffläche sind nur für einen Teil der Kurbelwellendrehung verbunden, eine sehr sparsame Zylinderschmierung. Da V-Motoren zum Verölen der Zylinder neigen, scheint diese Einrichtung besonders für starke Motoren zweckmäßig. — Automotive Industries, Bd. 42, 12. Februar 1920, S. 449/53 (9 Sp., 9 Abb., darunter 2 Tafeln mit ausführlichen Schnitten). Hr. TF. **18.**

Strömungslehre. Göttinger Messungen an dicken Flügelschnitten (Auszug aus Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Bd. 2, Heft 3, S. 407, Profil Nr. 222, 223, 225, 227, 233, 234, 242, 244). Die Profile haben bemerkenswert hohe Auftriebsbeiwerte, aber die Gleitzahl ist recht schlecht. Durch Verjüngen der Flügelenden könnte man bessere Ergebnisse erzielen. Hier liegen noch große Entwicklungsmöglichkeiten. — Flight, Bd. 12, 15. April 1920, S. 424/25 (3 Sp., 8 Zahlentaf., 8 Flügelumrisse). E. TF. **18.**

Wetterkunde. Änderung der Luftdichte mit der Höhe in der Normalatmosphäre. Ähnlich wie Berson (vgl. S. 76, 115) weist auch Rateau, der seinerzeit eine logarithmische Luftdichteformel aufgestellt hatte, auf die Unterschiede zwischen der Näherungsformel der Luftdichte nach Soreau (vgl. S. 59) und dem wirklichen Werte auf Grund der Lindenberger Beobachtungen hin. Er kommt zu dem Schluß, daß unsere Kenntnis vom mittleren Zustand der Atmosphäre noch nicht genügt, um eine genaue Formel aufzustellen. — A. Rateau. L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. März 1920, S. 72/73 (3 Sp., 1 Schaubild der Beiwerte zur logarithmischen Formel, abhängig von der Höhe, 1 Zahlentaf.). E. TF. **18.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Internationale Union.

Übersicht der am 1. Januar 1920 der Internationalen Union zum Schutze des gewerblichen Eigentums angehörenden Staaten.

Die mit einem † versehenen Staaten haben die Washingtoner Akte vom 2. Juni 1911 noch nicht ratifiziert. Es gelten also für diese Staaten noch die Bestimmungen des Unionsvertrages von 1883 und des Abkommens, betr. die internationale Registrierung von Fabrik- und Handelsmarken, von 1891 in der zu Brüssel im Jahre 1900 revidierten Fassung sowie des Abkommens, betr. die Unterdrückung der falschen Herkunftsangaben auf Waren, vom Jahre 1891.

A. Pariser Übereinkunft vom 20. März 1883 zum Schutze des gewerblichen Eigentums, revidiert in Brüssel im Jahre 1900 und in Washington im Jahre 1911.

Belgien,
Brasilien,
†Cuba,
Dänemark nebst Faröer-Inseln,
Deutsches Reich,
Dominikanische Republik,
Frankreich und Algerien nebst Kolonien,
Großbritannien nebst
†Australischem Staatenbund, Ceylon, Neuseeland, Trinidad und Tobago,
Italien,
Japan,
Marokko (Gebiet des französischen Protektorats),
Mexiko, Vereinigte Staaten von,
Niederlande nebst Niederländisch Indien, Surinam und Curaçao,
Norwegen,
Österreich,
Polen,
Portugal nebst Azoren und Madeira,
Schweden,
Schweiz,
†Serbien,
Spanien,
Tschecho-Slowakei,
Tunis,
Ungarn,
Vereinigte Staaten von Amerika.

B. Madrider Abkommen, betr. die Unterdrückung der falschen Herkunftsangaben auf Waren, vom 14. April 1891, revidiert in Washington am 2. Juni 1911.

Brasilien,
†Cuba,
Frankreich und Algerien nebst Kolonien,
Großbritannien nebst Neuseeland,
Marokko (Gebiet des französischen Protektorats),
Portugal nebst Azoren und Madeira,
Schweiz,
Spanien,
Tunis.

C. Madrider Abkommen, betreffend die internationale Registrierung von Fabrik- und Handelsmarken, vom 14. April 1891, revidiert in Brüssel im Jahre 1900 und in Washington im Jahre 1911.

Belgien,
Brasilien,
†Cuba,
Frankreich und Algerien nebst Kolonien,
Italien,
Marokko (Gebiet des französischen Protektorats),
Mexiko, Vereinigte Staaten von,
Niederlande nebst Niederländisch Indien, Surinam und Curaçao,
Österreich,
Portugal nebst Azoren und Madeira,
Schweiz,
Spanien,
Tschecho-Slowakei,
Tunis,
Ungarn.

(Propr. Industr. 1920, S. 1.)

Patentwesen.

Ausland.

Belgien.

Gesetz zur Regelung gewisser Fragen auf dem Gebiete des gewerblichen Eigentums.

Vom 11. Oktober 1919.

Art. 1. Der Eingang (la réception) von Anträgen auf Erfindungs-, Einführungs- und Vervollkommnungspatente in den Bureaus des Ministeriums für Gewerbe und Arbeit (Ministère de l'Industrie et du Travail) in Le Havre gilt als regelrechte Hinterlegung. Demgemäß gilt als gesetzliches Datum der Erfindung das Datum jenes Eingangs; ein den Eingang bestätigender Beschluß des Ministers für Gewerbe, Arbeit und Lebensmittelversorgung (ravitaillement) ist dem Hinterleger zu übermitteln und stellt sein Patent dar.

Art. 6. Patente werden durch ministerielle Verfügung gemäß Art. 19 des Gesetzes vom 24. Mai 1854 auf Grund von Anträgen erteilt, die während der deutschen Besetzung ordnungsmäßig und gemäß dem Art. 17 des genannten Gesetzes in dem besetzten Teil Belgiens hinterlegt worden sind, gleichviel ob diese Anträge zur Erteilung eines Patents seitens der Besetzenden geführt haben oder nicht. Rechtsverfolgungshandlungen, die kraft der vom Besetzenden erteilten Patente vorgenommen worden sind, werden als wirksam angesehen.

Art. 7. Gemäß Art. 4 der Kgl. Verordnung vom 24. Mai 1854 (abgeändert durch die Kgl. Verordnung vom 15. Dezember 1912) bedürfen die im vorstehenden Artikel erwähnten Patente nur einer einzigen Beschreibung in französischer, flämischer oder deutscher Sprache, doch muß im letzten Falle der deutschen Beschreibung eine Übersetzung in französischer oder flämischer Sprache beigefügt werden, falls der Erfinder nicht in Belgien ansässig ist.

Art. 8. Die durch Art. 4 des Unionsvertrags von Paris (abgeändert zu Washington 1911) festgesetzten Prioritätsfristen, die am 1. August 1914 nicht abgelaufen waren oder die nach diesem Tage begonnen haben, werden bis zum Ablauf von sechs Monaten nach Inkrafttreten des Friedensvertrags von Versailles vom 28. Juni 1919 verlängert.

Art. 9. Die Verlängerung der Prioritätsfristen soll nicht die Rechte derer beeinträchtigen, die beim Inkrafttreten des Vertrags gutgläubig, namentlich infolge der Anwendbarkeit des Grundsatzes des Rechts vom persönlichen Vorbesitz, im Besitze gewerblicher Eigentumsrechte sind, welche den unter Berufung auf die Prioritätsfrist beanspruchten entgegenstehen, so daß jene den Genuß ihrer Rechte behalten, sei es persönlich oder durch Vertreter jeder Art oder durch Lizenznehmer, denen sie die Rechte bereits vor dem Inkrafttreten des Friedensvertrags zugestanden haben; sie dürfen in keiner Weise angegriffen oder als Nachahmer verfolgt werden.

Wer nach dem 31. Juli 1914 und vor dem Inkrafttreten dieses Gesetzes ohne Arglist eine patentierte Erfindung während der Prioritätsfrist benutzt hat, sowie dessen Rechtsnachfolger, kann diese Ausübung bestätigen lassen, indem er binnen drei Monaten nach Inkrafttreten dieses Gesetzes beim Präsidenten des Gerichts erster Instanz, in dessen Bezirk sein Unternehmen sich befindet, einen Antrag einreicht zwecks Bezeichnung eines Sachverständigen, der die Tatsache besagter Ausübung festzustellen und der Gerichtsschreiberei binnen einem Monat nach dem Auftrage zu berichten hat. Der Bericht muß eine Bezeichnung enthalten, die in bündiger und genauer Weise den benutzten Gegenstand oder das benutzte Verfahren angibt. Der Gerichtsschreiber hat über diese Eingabe ein Protokoll aufzunehmen, das diese Bezeichnung wiedergibt.

Binnen einem Monat nach der Eingabe hat der Gerichtsschreiber auf Kosten des Antragstellers dem Minister für Gewerbe, Arbeit und Lebensmittelversorgung eine beglaubigte Abschrift des Protokolls und des Berichts des Sachverständigen einzureichen. Diese Abschriften sind von der Stempel- und Einschreibegebühr frei.

Der Antrag, der Auftrag, der Bericht und das Protokoll können bei der Gerichtsschreiberei oder dem Ministerium öffentlich eingesehen werden. Das Protokoll und der Bericht des Sachverständigen sind in der gleichen Weise wie die Patente zu veröffentlichen.

Art. 12. Der Zeitraum zwischen dem 1. August 1914 und dem Tage des Inkrafttretens des Friedensvertrags kommt nicht in Anrechnung auf die vorgesehene Frist für die Ingebrauchnahme eines Patents. Außerdem kann kein Patent, das am 1. August 1914 noch in Kraft war, lediglich wegen Nichtausübung oder Nichtgebrauchs vor Ablauf zweier Jahre nach dem Inkrafttreten des Friedensvertrags für verfallen oder nichtig erklärt werden.

Art. 13. Bei Berechnung der Dauer der Patente, die vor dem 1. August 1914 noch nicht abgelaufen waren, wird der Zeitraum zwischen diesem Tage und dem erstmaligen Fälligwerden der Jahresgebühr nach dem gemäß Punkt 2 des Art. 11 durch die Regierung festzusetzenden Tage nicht mitgerechnet.

Dritte, die vor dem 15. August 1919 den Gegenstand eines Patents benutzt haben, das nach dem 1. August der öffentlichen Benutzung verfallen war, haben das Recht, ihn in Zukunft zu benutzen, und dürfen aus diesem Anlaß nicht angegriffen werden.

Das Recht, den Gegenstand irgend eines Patents zu benutzen, das nach dem 31. Juli 1914 der Öffentlichkeit verfallen ist, steht gleichfalls jedem zu, der nachweist, daß er vor dem 15. Juni 1919 die Einrichtung von Fabriken (usines), Werkstätten oder Läden

begonnen, oder Aufträge erteilt, oder andere Handlungen vorgenommen hat, die den Beginn einer Benutzung enthalten, oder der Verbesserungen am Gegenstande dieses Patents entdeckt hat.

Die Vergünstigung der Verlängerung kann durch die Gerichte einem Erfinder oder seinen Rechtsnachfolgern ganz oder teilweise entzogen werden, wenn nachgewiesen wird, daß sie die Benutzung zwischen dem 1. August 1914 und dem 15. Juni 1919 mit Vorteil betrieben haben.

Art. 14. Die Vergünstigung der Bestimmungen der Art. 8, 10, 12 und 13 findet hinsichtlich der Ausländer nur Anwendung auf die Angehörigen der Länder, welche den belgischen Untertanen Vorteile zugestehen, die durch Kgl. Verordnung im Moniteur belge als gleichwertig anerkannt worden sind.

Art. 15. Abweichend von dem Art. 17 des Gesetzes vom 24. Mai 1854 muß die einer Patentanmeldung beigefügte Beschreibung in französischer und flämischer Sprache abgefaßt sein, wenn der Antragsteller Ausländer ist, es sei denn, daß er eine behördliche Ermächtigung besitze, seinen Aufenthalt in Belgien zu nehmen.

(Propr. Industr. 1919, Nr. 10, S. 111/112 u. 133; auszugsweise aus dem Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen vom 10. März 1920, S. 21/22.)

Zeichenwesen.

Ausland.

Großbritannien.

Ursprungszeichen bei der Einfuhr deutscher Waren nach Großbritannien.

Auf eine Anfrage des Unterhauses über die Kennzeichen eingeführter deutscher Waren antwortete der Präsident des Board of Trade, Sir A. Geddes, daß für die aus Deutschland eingeführten Waren die gleichen Ursprungszeichen erforderlich sind wie für die Waren, die aus anderen Ländern nach Großbritannien eingeführt werden. Im allgemeinen brauchen Waren bei der Einfuhr nur dann ein besonderes Ursprungszeichen zu haben, wenn sie bereits irgendein anderes Zeichen haben, das ohne besonderes weiteres Kennzeichen eine Täuschung hervorrufen könnte. Kürzlich wurde ein Ausschuß eingesetzt, um u. a. die Frage zu prüfen, ob zu den gegenwärtig in Kraft befindlichen Bestimmungen über die Ursprungszeichen keine Änderungen erforderlich seien. Die gegenwärtigen Bestimmungen über die Ursprungszeichen für nach Großbritannien eingeführte Waren sind zu finden:

Nachrichten für Handel, Industrie und Landwirtschaft, Nr. 108 (Neue Folge) vom 3. November 1919 S. 2/3.

(Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen vom 10. März 1920, S. 29/30.)

Danzig.

Bekanntmachung, betreffend den Schutz deutscher Gebrauchsmuster in der Freien Stadt Danzig. Vom 27. März 1920. RGBl. S. 355.

Unter Hinweis auf § 13 des Gesetzes, betreffend den Schutz von Gebrauchsmustern, vom 1. Juni 1891 (RGBl. S. 290) wird hierdurch bekannt gemacht, daß in der Freien Stadt Danzig deutsche Gebrauchsmuster einen Schutz genießen.

Danach kann, wer seinen Wohnsitz oder seine Niederlassung im Gebiet der Freien Stadt Danzig hat, den Anspruch auf den Schutz des genannten Gesetzes geltend machen.

Berlin, den 27. März 1920.

Der Reichsminister der Justiz.
I. V.: Dr. Joel.

Dasselbe wird für den Schutz von Warenzeichen unter Hinweis auf § 23 des Gesetzes zum Schutze der Warenbezeichnungen vom 12. Mai 1894 (RGBl. S. 441) bekannt gemacht.

Erteilte deutsche Patente.

77h, 5. 319918. Schaltung der Brennstoffleitungen bei von Schutzbehältern umgebenen Brennstoffbehältern für Flugzeuge. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Patentiert im Deutschen Reiche vom 31. August 1918 ab.

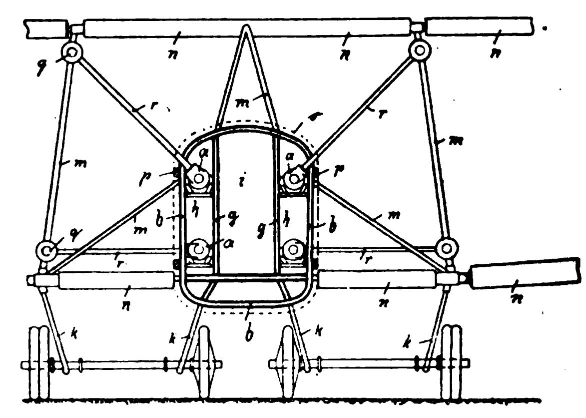
Vorliegende Erfindung betrifft eine Schaltung der Brennstoffleitungen bei ein- oder mehrzelligen Flugzeug-Brennstoffbehältern, die von äußeren Schutzbehältern umgeben sind, durch zwei mechanisch gemeinsam steuerbare Mehrweghähne. Das Neue besteht darin, daß der Hahn für den Schutzbehälter nicht nur mit einer ins Freie führenden Leitung, sondern auch mit einer Verbindungsleitung versehen ist, die zu dem für den Innenbehälter vorgesehenen, mit dem Vergaser verbundenen Hahn führt. Ferner sind die Flüssigkeitswege so angeordnet, daß der Brennstoff bei der einen Stellung der Hähne aus dem Schutzbehälter vermittelst des mit dem Innenbehälter verbundenen Hahnes zum Vergaser, bei der zweiten Hahnstellung aus dem Schutzbehälter ins Freie, und bei der dritten Hahnstellung aus dem Innenbehälter vermittelst des mit dem Schutzbehälter verbundenen Hahnes ins Freie übergeführt wird.

77h, 5. 319920. Beweglicher Flugzeugsitz. Rudolf Schulze in Leipzig. Patentiert im Deutschen Reiche vom 1. September 1918 ab.

Patent-Anspruch:

Beweglicher Flugzeugsitz, der zum Ausgleich des konstanten Fehlers im Gleichgewichtssinn nach vorn und hinten, nach rechts und links aus der Gleichgewichtslage gebracht und für den einzelnen Flieger in geeigneter Stellung, je nach der Größe des konstanten Fehlers, festgemacht werden kann.

77h, 5. 319925. Flugzeug. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H. in Leipzig. Patentiert im Deutschen Reiche vom 22. Aug. 1917 ab.



Zu Nr. 319925: Flugzeug mit Motorengestühl.

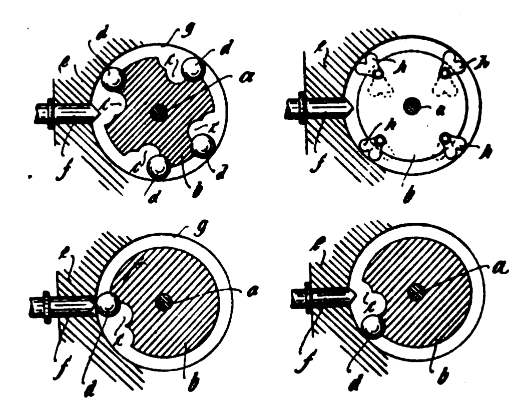
Patent-Ansprüche:

1. Flugzeug, dadurch gekennzeichnet, daß der oder die Antriebsmotoren von einem besonderen, am Umfange der Rumpfform sich anschmiegenden Gestühl (*b*) getragen werden, an das sich auch das Fahrgestell und die Tragkonstruktion für die Flügel unmittelbar anschließen, so daß während des Fluges sowie beim Landen die Rumpfkonstruktionsteile tunlichst entlastet sind.

2. Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß das Motorgestühl durch Rahmen (*b*) gebildet wird, die der Innenform des Rumpfes angepaßt sind und durch ihre Streben und Stützen in ihren Ebenen so unterteilt sind, daß ein Mittelgang bestehen bleibt, von dem aus die Antriebs- und Überwachungsmittel zugänglich sind.

3. Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Motoren beiderseitig des Ganges (*i*) übereinanderliegend angeordnet werden.

77h, 5. 307749. Vorrichtung zum selbsttätigen Schalten für Maschinengewehre. Anthony H. G. Fokker in Schwerin, Mecklenburg. Patentiert im Deutschen Reiche vom 22. Juni 1917 ab.



Zu Nr. 307749: Fliehkraft-Schalter für Maschinengewehre.

Patent-Ansprüche:

1. Vorrichtung zum selbsttätigen Schalten mittels durch die Fliehkraft einstellbarer Teile, insbesondere für Maschinengewehre, gekennzeichnet durch eine in einem Gehäuse (*e*) auf der Welle (*a*) sitzende Scheibe (*b*), die mit in kreisbogenförmigen Aussparungen gelagerten Kugeln (*d*) versehen ist, die bei schneller Drehung der Scheibe ein unter Federdruck stehendes, mit seiner Spitze in die Wandung des Gehäuses hineinragendes Schaltmittel (Bolzen *f*) zurückdrücken.

2. Vorrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß an Stelle der Kugeln (*d*) drehbare Flügel (*h*) Verwendung finden, die auf einer auf der Scheibe (*b*) angeordneten Achse drehbar sind.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt
11. Jahrgang 15. Juni 1920 Heft 11

Studien zur Entwicklung der Luftfahrzeuge
unter besonderer Berücksichtigung der Zeppelin-Luftschiffe [1])

Von P. Jaray.

Einleitung

Alle neueren Betrachtungen über die Entwicklung der Luftfahrzeuge lassen den eben überstandenen Krieg anscheinend als den wesentlichsten Förderer dieser Entwicklung erkennen. Es darf aber nicht außer acht gelassen werden, daß die Fortschritte im Luftfahrzeugbau, soweit sie ein Produkt aus Angriff und Abwehr darstellen, das heißt, soweit sie auf Maßnahmen zurückzuführen sind, die im engen Zusammenhang mit den Anforderungen stehen, die an das Luftfahrzeug als Waffe gestellt worden waren, für die Entwicklung des Verkehrsluftfahrzeuges nur beschränkte Bedeutung haben.

So spielen beispielsweise große Steigfähigkeit, gute Wendigkeit, überaus hohe Geschwindigkeiten — die notwendigen Eigenschaften der Kriegsluftfahrzeuge — beim Verkehrsluftfahrzeug keine oder keine wesentliche Rolle, ebenso bilden die besonderen Einrichtungen im Kampfluftfahrzeug, die seine Entwicklung in ganz bestimmte Bahnen gedrängt haben, für das Verkehrsluftfahrzeug zum Teil unbrauchbare Erfahrungen, die heute oft nur Hemmnisse, keinesfalls aber Fortschritte bedingen.

Deshalb soll im folgenden ohne Rücksicht auf das Luftfahrzeug als Waffe seine Entwicklung nur vom Standpunkt der Kritik des Verkehrs- bzw. Transportmittels aus betrachtet und in knapper Form dargestellt werden, welchen Entwicklungsgang das Luftfahrzeug bisher zurückgelegt hat, auf welcher Stufe der Entwicklung es heute steht und welche Aussichten für die Weiterentwicklung des Luftfahrzeuges bis nun vorliegen; dabei wird sich eine deutliche Unterscheidung zwischen der des Luftschiffes und der des Flugzeuges ergeben.

Kennzeichnung der Entwicklung

Zur Kennzeichnung der Entwicklung kann man sich zweckmäßig, was einerseits die technische Seite anbelangt, der den allgemeinen Gleichgewichtsbedingungen entnommenen dimensionslosen Koeffizienten bedienen, andererseits, die wirtschaftliche Seite betreffend, einer Bewertungsformel, die, wenn auch keineswegs vollkommen und universell, wenigstens Anhaltspunkte zur Einschätzung der Ökonomie darzustellen in der Lage ist.

A. Ableitung der Kennzahlen

Diese Kennzahlen lassen sich natürlich von verschiedenen Gesichtspunkten aus aufstellen.

Als wesentlichste Charakteristik der technischen Entwicklung müssen aber ohne Zweifel die bisher auch im Entwurf wichtigsten Verhältniszahlen: Wirkungsgrad zu Widerstandszahl und Nutzlast zu Leergewicht betrachtet werden.

Bezeichnet P den Propellerschub in kg bei der Geschwindigkeit v in m/s und der normalen Drehzahl des Motors mit der tatsächlichen Leistung N in PS, dann ist der Wirkungsgrad η der maschinellen Anlage

$$\eta = \frac{P\,v}{75\,N}; \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

ferner ist bei einer Widerstandsfläche $I^{2/3}$ in m² bzw. einer Flugzeugtragfläche F in m², einer hierzu gehörigen Widerstandszahl ζ in der Luftdichte γ in kg/m³ der Widerstand W des Luftschiffs in kg

$$W_S = \zeta_S \frac{\gamma}{g} I^{2/3} v^2, \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

bzw. des Flugzeugs

$$W_F = \zeta_F \frac{\gamma}{g} F v^2. \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Daraus ergibt sich für den Gleichgewichtszustand

$$P = W \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

$$\boxed{\left(\frac{\eta}{\zeta}\right)_S = \frac{\gamma}{g} \frac{I^{2/3} v^3}{75\,N}}, \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

bzw.

$$\boxed{\left(\frac{\eta}{\zeta}\right)_F = \frac{\gamma}{g} \frac{F v^3}{75\,N}} \quad \ldots \ldots \quad (6)$$

Diese aerodynamische Kennzahl läßt zwar einen Vergleich zwischen Luftschiff und Flugzeug nicht ohne weiteres zu, weil die Bezugsflächen $I^{2/3}$ und F wohl für die Praxis zweckmäßig, sonst aber willkürlich gewählt sind; sie zeigt aber innerhalb jeder der beiden Luftfahrzeugtypen in außerordentlich klarer Weise die aerodynamische Güte der gewählten Formen für die Luftwiderstand bietenden Teile sowie für die Höhe des Wirkungsgrades von Triebwerk und Propeller.

Ein Vergleich zwischen den aerodynamischen Kennwerten von Luftschiff und Flugzeug läßt sich durch Einführung äquivalenter Widerstandsflächen gewinnen, wenn schon ein solcher Vergleich in Hinsicht auf die verschiedenen Aufgaben des Luftschiffkörpers und der Flugzeugflügel überhaupt nicht vollkommen exakt ist. Des Interesses halber wird später ein solcher Vergleich durchgeführt, bei dem dann

$$\left(\frac{\eta}{\psi}\right) = \frac{\gamma}{g} \frac{f v^3}{75\,N} \quad \ldots \ldots \quad (7)$$

als aerodynamische Kennzahl auftreten wird, worin ψ die Widerstandszahl bezogen auf die Stirnfläche und f diese Stirnfläche in m² darstellen. (Als Stirnfläche ist sowohl beim Luftschiff als auch beim Flugzeug die Projektion sämtlicher Teile in Windrichtung verstanden.)

Die Verhältniszahl: Nutzlast zu Leergewicht als spezifische Nutztragkraft τ ist der Gleichgewichtsbedingung

$$A = G + Q \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

entnommen, wobei A den Auftrieb, G das Leergewicht und Q die Nutzlast in kg bzw. t bedeuten. Hiernach ist bei Division durch G

$$\boxed{\tau = \frac{Q}{G} = \frac{A}{G} - 1} \quad \ldots \ldots \quad (9)$$

und für Luftschiffe, wenn c den Auftriebskoeffizienten in kg/m³ darstellt, der für 0° und 760 mm Barometerstand bei mittlerem Feuchtigkeitsgehalt und einem spezifischen Füllgasgewicht σ (bezogen auf Luft) den Wert

$$c = 1{,}293\,(0{,}9986 - \sigma)\,^{1)} \quad \ldots \ldots \quad (10)$$

hat, wird

$$\tau_S = \frac{c\,I}{G} - 1. \quad \ldots \ldots \quad (11)$$

Für Flugzeuge ist

$$A = \frac{\gamma}{g} \zeta_A F v^2 \quad \ldots \ldots \quad (12)$$

und daraus

$$\tau_F = \frac{\gamma}{g} \frac{\zeta_A F v^2}{G} - 1, \quad \ldots \ldots \quad (13)$$

wobei ζ_A die gesondert zu bestimmende Auftriebszahl der Flügel für den ökonomischsten Flug darstellt.

Aus den beiden Kennzahlen $\left(\frac{\eta}{\zeta}\right)$ (bzw. $\left(\frac{\eta}{\psi}\right)$) und τ ergibt sich ein dritter sehr zweckmäßiger Bewertungskoeffizient,

[1]) Die vorliegende Arbeit war im Oktober 1919 bereits fertiggestellt, ihr Erscheinen hat sich jedoch bis heute verzögert.

[1]) Der Wert 0,9986 berücksichtigt eine mittlere relat. Feuchtigkeit von 0,60 bei 0° Füllgas- und Lufttemperatur und 760 mm Barometerstand.

$$\boxed{\lambda = \frac{\eta}{\zeta}\,\tau}\,, \quad \ldots \ldots \ldots \quad (14)$$

bzw.

$$\lambda' = \frac{\eta}{\psi}\,\tau, \quad \ldots \ldots \ldots \quad (15)$$

der seine Entstehung zwar einer etwas willkürlichen Produktenbildung aus zwei Faktoren verdankt, die sonst eigentlich keine Beziehung zueinander haben, der aber eine einheitliche Vorstellung der Entwicklungsstufe ermöglicht, die dem betreffenden Luftfahrzeug in aeromechanischer u n d konstruktiver Hinsicht zukommt. Er stellt im extremsten Falle dar, welche höchste Nutzlast bei Aufwand geringsten toten Gewichts mit dem besten Wirkungsgrad bei kleinster Widerstandszahl durch die Luft befördert werden kann, und qualifiziert somit die Eignung der gewählten Formen und Konstruktionen für den Luftfahrzeugbau — also die Höhe seiner technischen Vollkommenheit.

Weit unsicherer, wenn schon keineswegs unmöglich, ist die Kennzeichnung der Entwicklung in w i r t s c h a f t l i c h e r H i n s i c h t. Es liegt nahe, den Grad der Rentabilität durch eine Wertigkeitszahl als Verhältnis der möglichen Einnahmen zu den durch den Betrieb verursachten notwendigen Ausgaben darzustellen, wobei beide Werte auf die gleiche Zeit zu beziehen wären. Eine solche Rentabilitätsrechnung läßt sich aber nur durch sehr weitgehende Annahmen und Vereinfachungen mathematisch fassen, und selbst dann bleibt noch die Schwierigkeit bestehen, die heute durch die unsichere Valuta einerseits, durch die steigenden Löhne und Preise andererseits bedingt ist.

Bei Aufstellung der Grundwerte für den Rentabilitätsüberschlag erscheint es nicht angängig, ihn auf die Löhne und Preise von 1914 zu beziehen, weil diese wohl kaum je wieder in Erscheinung treten werden; die gegenwärtigen Verhältnisse können aber zum Teil auch nicht als Grundlage angesehen werden, weil viele der heutigen Preise durch den krummen Handelsweg unnatürlich hochgeschraubt sind. Aus diesen Gründen sollen in der nachstehenden Ableitung einige Preisausgleichungen angenommen werden, so daß sich Verhältnisse ergeben, die man als für spätere Zeiten in Aussicht stehend bezeichnen kann, falls keine weiteren Verschlechterungen stattfinden[1]).

Bezeichnet z die Betriebsdauer eines Luftfahrzeugs innerhalb einer bestimmten Zeit (zweckmäßigerweise innerhalb einer Stunde), k den km-Preis pro t zahlender Ladung, dann ist die E i n n a h m e pro Stunde

$$e = z\,k\,L\,(V \pm W) \quad \ldots \ldots \quad (16)$$

wenn L die zahlende Ladung in t, V die Fahrtgeschwindigkeit in km/h bezogen auf die umgebende Luft, W die Geschwindigkeit des Gegenwindes in km/h, also $(V \pm W)$ die Geschwindigkeit über Boden bedeutet.

Um ein Bild über die Größe von z zu bekommen, kann angenommen werden, daß zur Instandhaltung eines Luftschiffs, für Reparaturen, Nachfüllungen etc., etwa ebensoviel Zeit erforderlich ist, wie die reine Fahrzeit beträgt. Auf Grund der Erfahrungen im Betrieb mit dem Zeppelin-Luftschiff »Bodensee«, das als derzeit einziges Schiff der Delag in den ersten beiden Betriebsmonaten 75 Fahrten von im Durchschnitt 6 Stunden, also in etwa 450 Betriebsstunden vollführte, wäre $z_s = 0{,}3$ anzusetzen; da aber das Schiff wegen Kürze der gewählten Strecke (Friedrichshafen-Berlin), die es nur einmal täglich zurücklegt (obwohl es leicht noch am gleichen Tag zurückkehren könnte, wobei $z_s = 0{,}6$ wäre), in zeitlicher Hinsicht nicht als voll ausgenützt anzusehen ist, kann für späterhin, wo der Betrieb mit mehreren Schiffen einen Ausgleich im Fahrplan ermöglicht, ohne jeden Optimismus sicher mit $z_s = 0{,}5$ gerechnet werden. Beim Flugzeug dagegen fällt zunächst der Nachtbetrieb ganz aus. Selbst bei mehrmotorigen Flugzeugen sind unter Umständen Notlandungen erforderlich, die bei den heute noch sehr unvollkommenen Signalisierungsvorrichtungen in der Nacht zu Katastrophen Veranlassung geben können, welche die ganze Passagier-Luftfahrt für längere Zeit lahmlegen würden. Von der übrigbleibenden Zeit am Tage geht die Hälfte für Bereitschaftsdienst, Instandhaltungsarbeiten verloren, wobei es allerdings manchmal möglich ist, die Stunden schlechten Wetters, wie Nebel, starker Regen, Schnee, zum Teil zu verwenden; durch unvorhergesehenen Einfall von solchem Wetter können aber auch fahrplanmäßige Flugzeiten ausfallen, so daß günstigsten Falls $z_F = 0{,}2$ angesetzt werden kann. Bei Benützung der bisherigen, allerdings recht unvollkommenen Erfahrungen im regelmäßigen Flugdienst würde sich kaum die Hälfte dieser Zahl ergeben, sodaß mit $z_F = 0{,}2$ s c h o n mit einer wesentlichen Verbesserung des Flugdienstes und seiner Hilfsmittel gerechnet wird.

Als Tonnenkilometerpreis sei vergleichshalber der runde Wert von $k = 10$ Mark angenommen (das entspricht bloß dem zweieinhalb- bis dreifachen Preis erster Klasse Schnellzug, bzw. etwa dem g l e i c h e n Preis erster Klasse Schnellzug, wenn man die Zahlen etwa auf die gleiche Geschwindigkeit bezieht). Dann ergibt sich für

$$e_S = 5\,L\,(V \pm W) \quad \ldots \ldots \quad (17)$$

und für

$$e_F = 2\,L\,(V \pm W) \quad \ldots \ldots \quad (18)$$

Die A u s g a b e n pro Stunde setzen sich zusammen aus den Abschreibungen für das Fahrzeug mit Hallenanteil[1]) und für die Triebwerksanlage mit Reservematerialien, aus den Gehältern für Beamte und Fahrpersonal, dem Lohn für Arbeiter, Hilfs- und Haltemannschaften, aus den Ausgaben für Reparaturen, Instandhaltung, Versicherung, Miete, Reklame etc. sowie aus den Kosten des Betriebsstoffverbrauchs.

Werden diese stündlichen Unkosten einesteils auf die Leistung des Fahrzeugs N in PS, andernteils auf sein Leergewicht G in t bezogen, so ergeben sich unter Zugrundelegung etwas ausgeglichener Löhne und Preise die in der nachstehenden Tabelle 1 angegebenen Werte.

Tabelle 1.

Stündliche Ausgaben a für	Luftschiff	Flugzeug
Abschreibungen für Fahrzeug mit Hallenanteil	$4\,G$	$2\,G$ (bis $3\,G$)
	bezogen auf $\frac{N}{1000}$	
Abschreibungen für Triebwerk mit Reserve	25	25
Gehälter für Beamte und Fahrpersonal	20	10
Lohn für Arbeiter, Hilfs- und Haltemannschaften	20	10
Ausgaben für Reparaturen, Instandhaltung, Versicherungen, Miete, Reklame usw.	15	15
Betriebsstoffverbrauch für	$z = 0{,}5$	$z = 0{,}2$
bei 5 Mark pro kg und bei 240 g/PS	600	240
Gasverbrauch bei 1 Mark pro m³	120	0
Havarien und Unvorhergesehenes	100	100
Summe	900	400

und daraus für

$$a_S = 0{,}9\,N + 4\,G \quad \ldots \ldots \quad (19)$$

und für

$$a_F = 0{,}4\,N + 2\,G \quad \ldots \ldots \quad (20)$$

Die Wertigkeitszahl stellt sich dann bei diesen Annahmen auf

$$\omega_S = \frac{e_S}{a_S} = \frac{5\,L\,(V \pm W)}{0{,}9\,N + 4\,G} \quad \ldots \ldots \quad (21)$$

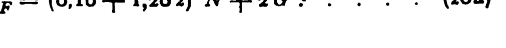
bzw.

$$\omega_F = \frac{e_F}{a_F} = \frac{2\,L\,(V \pm W)}{0{,}4\,N + 2\,G}\,{}^{2)} \quad \ldots \ldots \quad (22)$$

[1]) Die inzwischen — seit Abfassung des Manuskriptes im Herbst 1919 — noch weiter gediehene Geldentwertung läßt die angenommenen Zahlen für Löhne und Preise jedenfalls als zu niedrig erscheinen; die absolute Höhe des Geldwertes hat aber im wesentlichen keinen inneren Einfluß auf das Ergebnis der folgenden Untersuchung.

[1]) Die Kosten für die Miete der Abflug- und Landungsplätze blieben unberücksichtigt, weil sie von der Allgemeinheit getragen werden müssen. Ebenso eine feste Anlagekapitalverzinsung, die als in der Wertigkeitszahl für die Rentabilität eingeschlossen angenommen werden kann.

[2]) In Abhängigkeit von der Fahrtdauer und vom Fahrpreis allgemeiner:



$$a_S = (0{,}18 + 1{,}44\,z)\;N + 4\,G \quad \ldots \ldots \quad (19\text{a})$$

$$a_F = (0{,}16 + 1{,}20\,z)\;N + 2\,G \quad \ldots \ldots \quad (20\text{a})$$

Dabei ist zu beachten, daß die zahlende Ladung L für Vergleiche in entsprechende Beziehung zur Nutzlast Q gebracht werden muß, wenn nicht durch willkürliche Verteilung der verfügbaren Gewichte eine Verschiebung der Wertigkeit zugunsten des einen oder anderen Fahrzeugs stattfinden soll. Aus den Gleichungen (21) bzw. (22) ergäbe sich nämlich zunächst die größte Wertigkeit für dasjenige Fahrzeug, das keinen Betriebsstoff und kein Bedienungspersonal etc. braucht, bzw. nur Betriebsstoff in kleiner Menge für die Fahrt mitnimmt. Vorläufig ist die Entwicklung aber noch nicht so weit, daß durch die Besatzung und den Betriebsstoff die Nutzlast unbeeinflußt bleibt, weshalb die Ladung dem Rest aus Nutzlast weniger den Gewichten für Betriebsstoff, Führung, Besatzung, Reserveteilen, Proviant und Ballast entspricht. Offenbar wird bei gleichen Unkosten für die Stationen mit ihrer Bedienung dasjenige Fahrzeug ökonomischer sein, das weniger Landungen zu Betriebsstoffaufnahmen nötig hat, also das mit dem relativ größten Aktionsradius; andererseits steigt die Wertigkeit in gleicher Weise mit der zahlenden Ladung. Daher wird das Optimum jedenfalls dann erreicht werden, wenn das Gewicht des Betriebsstoffvorrats B gleich der Ladung L wird. Es wird also, wenn

$$Q = L + B + T \quad \ldots \ldots \quad (23)$$

ist, worin T die Summe der Gewichte für Führung, Besatzung, Reserveteile, Proviant und Ballast bedeutet, für

$$L = B \quad \ldots \ldots \quad (24)$$

$$L = \frac{1}{2}(Q - T); \quad \ldots \ldots \quad (25)$$

für die Gewichte T (hier in kg) kann dabei etwa folgender Ansatz gemacht werden:

Tabelle 2.

Gewichte für	Luftschiff	Flugzeug
Führung	$20\sqrt[3]{I}$	$(160\,i - 80)$
Besatzung	$160\,i$	(zusammen mit Führung)
Reserveteile	$0{,}2\,N$	$0{,}1\,N$
Proviant, Ballast und Verschiedenes	$0{,}1\,I$	$0{,}01\,Q$

Darin sei mit i die Motorenzahl gekennzeichnet, die von der Leistung des einzelnen Motors N_e abhängig ist:

$$i = \frac{N}{N_e} \quad \ldots \ldots \quad (26)$$

Es ist somit

$$L_S = \frac{1}{2}\left[Q - \frac{1}{1000}\left(20\sqrt[3]{I} + 0{,}1\,I + 160\,i + 0{,}2\,N\right)\right] \quad (27)$$

bzw.

$$L_F = \frac{1}{2}\left[Q - \frac{1}{1000}(160\,i - 80 + 0{,}1\,N + 0{,}01\,Q)\right] \quad (28)$$

und schließlich

$$\boxed{\omega_S = \frac{2{,}5\left[Q - \frac{1}{1000}\left(20\sqrt[3]{I} + 0{,}1\,I + 160\,i + 0{,}2\,N\right)\right](V \pm W)}{0{,}9\,N + 4\,G}} \quad \ldots \ldots \quad (29)$$

bzw.

$$\boxed{\omega_F = \frac{\left[Q - \frac{1}{1000}(160\,i - 80 + 0{,}1\,N + 0{,}01\,Q)\right](V \pm W)}{0{,}4\,N + 2\,G}}\,.^{1)} \quad \ldots \ldots \quad (30)$$

und

$$\omega_S = \frac{z\,k\,L\,(V \pm W)}{(0{,}18 + 1{,}44\,z)\,N + 4\,G} \quad \ldots \quad (21\text{a})$$

$$\omega_F = \frac{z\,k\,L\,(V \pm W)}{(0{,}16 + 1{,}20\,z)\,N + 2\,G} \quad \ldots \quad (22\text{a})$$

[1]) Allgemeiner gefaßt, analog den Gln (21a) und (22a):

$$\omega_S = \frac{z\,k\left[Q - \frac{1}{1000}\left(20\sqrt[3]{I} + 0{,}1\,I + 160\,i + 0{,}2\,N\right)\right](V \pm W)}{2\left[(0{,}18 + 1{,}44\,z)\,N + 4\,G\right]} \quad (29\text{a})$$

$$\omega_F = \frac{z\,k\left[Q - \frac{1}{1000}(160\,i - 80 + 0{,}1\,N + 0{,}01\,Q)\right](V \pm W)}{2\left[(0{,}16 + 1{,}20\,z)\,N + 2\,G\right]} \quad (30\text{a})$$

B. Zahlenmäßige Darstellung der Entwicklung

Nachstehend sollen nun unter Zugrundelegung von aus der Praxis zurückgewonnenen Werten Vergleiche aufgestellt werden, welche die Entwicklung der Luftfahrzeuge nach den angedeuteten Richtungen hin zahlenmäßig charakterisieren sollen. Das in der Fachliteratur bisher etwas stiefmütterlich behandelte Luftschiff wird dabei etwas ausführlicher besprochen werden müssen, was um so eher notwendig erscheint, als das Luftschiff — und im besonderen das Zeppelin-Luftschiff — für Verkehrszwecke über mittlere und größere Strecken heute schon besser geeignet erscheint als das Flugzeug.

Es ist allerdings möglich, daß sich die Grenzen der Überlegenheit mit der Weiterentwicklung des Flugzeugs wieder etwas mehr zugunsten des letzteren verschieben werden, wahrscheinlich ist jedoch das Gegenteil. Die folgenden Zahlen sprechen deutlich genug aus, was der Verfasser schon Anfang 1914 an maßgebenden Stellen geäußert hat — daß die Ökonomie in technischer und wirtschaftlicher Hinsicht mit der Vergrößerung des Flugzeugs sinkt oder etwa unverändert bleibt, während die des Luftschiffs bei seiner Vergrößerung stark ansteigt. Bei der zahlenmäßigen Darstellung der Entwicklung sind außer den Zahlen $\left(\frac{\eta}{\zeta}\right)$ bzw. $\left(\frac{\eta}{\psi}\right)$, τ, λ und ω auch die Angaben der allgemein gebräuchlichen Dimensions-, Leistungs- und Geschwindigkeitswerte nötig, weshalb diese noch vorausgenommen werden sollen. Es ergibt sich somit folgende Disposition:

Entwicklung

a) der Luftschiffe — b) der Flugzeuge

I. In technischer Hinsicht

1. Ausmaße.
Gasinhalt — Flächengröße
2. Leistung.
3. Geschwindigkeit.
Zu 1, 2 und 3: Die aerodynamische Kennzahl.
4. Nutzlast.
Zu 1 und 4: Die Konstruktionszahl.
Zu 1 bis 4: Die Gütezahl.

II. In wirtschaftlicher Hinsicht

Hierzu: Die Wertigkeitszahl.

I. 1 a. Von den allerersten Anfängen der Luftschiffahrt — von Schiffen unter 10000 m³ Gasinhalt — sei hier abgesehen. Mit dem ersten Zeppelin-Luftschiff im Jahre 1900, das 11300 m³ besaß, kann der Beginn der Entwicklung der Luftschiffe zusammenfallend angenommen werden. Da das Zeppelin-Luftschiff während der ganzen Entwicklung die Führung im wesentlichen auch beibehielt, sollen an Hand der Übersichtstafel (Tabelle 3) die einzelnen Daten seiner Typen kurz besprochen werden.

Die Steigerung der Größe erfolgte anfangs nur langsam. Der Gasinhalt von etwa 20000 m³ wurde erst bei der Type *h* (LZ 14) erreicht und, abgesehen von der Type *i* (LZ 18), bis zur Type *m* (letztes Schiff mit 22470 m³ LZ 37) beibehalten. Dann folgen rasch hintereinander:

Type *n* (LZ 26) mit 25000 m³ Ende 1914,
Type *p* (LZ 38) mit 31900 m³ Anfang 1915,
Type *q* (LZ 59) mit 35800 m³ Ende 1915,
Type *r* (LZ 62) mit 55200 m³ Mitte 1916 und
Type *w* (LZ 102) mit 68500 m³ Mitte 1918.

Wenn auch diese Größensteigerungen im wesentlichen auf die Forderungen nach großer Steighöhe des Kriegsluftschiffes zurückzuführen sind, so wurden aber hierdurch auch

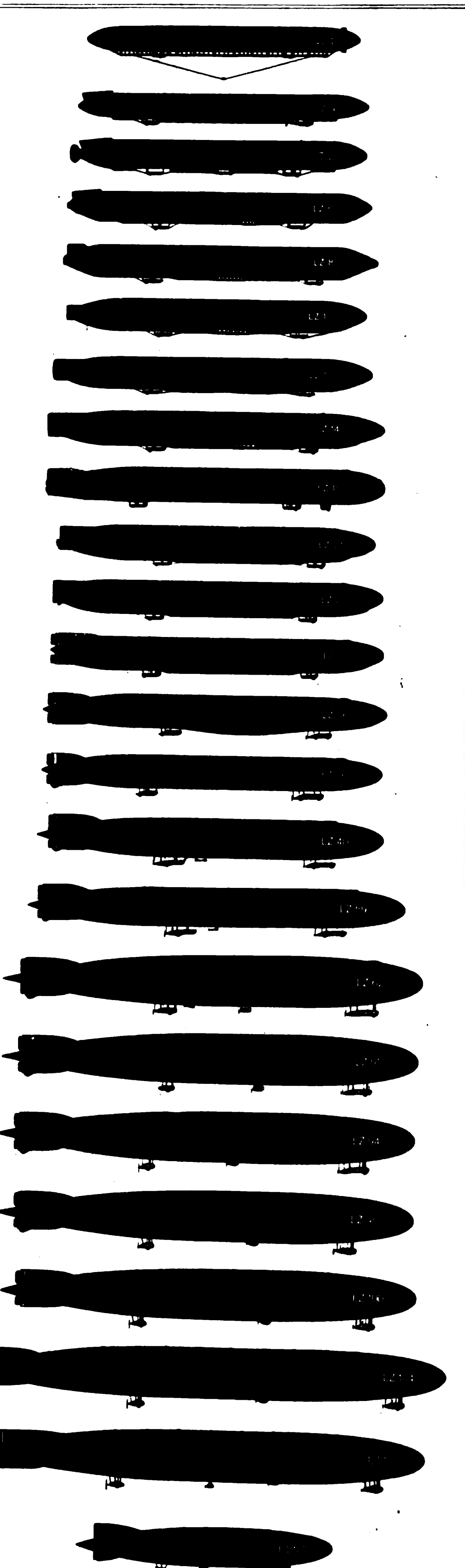


Abb. 1. Schattenrisse der wichtigsten Typ-Schiffe des Luftschiffbau Zeppelin.

gleichzeitig Luftfahrzeuge von hoher Tragfähigkeit geschaffen, die in gleicher Weise den Forderungen des Transportmittels: große Nutzlast bei großem Aktionsradius gerecht werden können. Die Type *w* hatte übrigens auch im Krieg die Aufgabe als Transportluftschiff zu erfüllen, und die Fahrt des L 59 (LZ 104) von Yamboli (Bulgarien) nach dem ehemaligen Deutsch-Ostafrika — ohne Betriebsstoffaufnahme in etwa 100 St. hin und zurück[1]) — hat seine Eignung hierzu deutlich bewiesen.

Die anderen Luftschiffbaufirmen haben auch Größensteigerungen im Gasinhalt ihrer Schiffe zu verzeichnen, sie erreichen aber ähnliche Dimensionen wie die eben genannten zum Teil erst viel später. Insbesonders haben die Engländer ihre Type R 33/34, die in vielen Zeitungen anläßlich der Ozeanüberquerung als größte Luftschifftype gekennzeichnet wurde, obwohl sie nur 55 200 m³ besitzt, erst Anfang 1919 herausgebracht.

Das neueste Zeppelin-Luftschiff, das Binnenverkehrsschiff »Bodensee«, zeigt einen Rückgang in den Größenverhältnissen. Es ist mit 20 000 m³ Gasinhalt für den Verkehr über kürzere und mittlere Strecken (bis etwa 1650 km) gebaut und dafür naturgemäß besser geeignet als ein größeres Schiff.

I. 1 b. Die Flugzeuggeschichte beginnt mit den ersten Flügen der Brüder Wright im Dezember 1903.

Die Größenentwicklung des Flugzeugs gestaltete sich etwas anders als die des Luftschiffs. Die Tragflächengröße von 48 m² des Wrightschen Flugzeugs ist auch bei heutigen Flugzeugen etwa anzutreffen, wennschon daneben auch Flugzeuge von größeren — aber auch kleineren Dimensionen gebaut wurden. Bis Kriegsbeginn galten die Sikorski-Maschinen mit etwa 180 bzw. 240 m² Flügelfläche als die größten Flug-

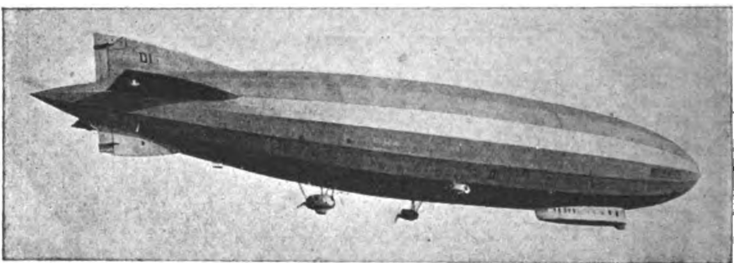


Abb. 2. Zeppelin-Verkehrsluftschiff LZ 120.

zeuge — wenn von der Maximschen Flugmaschine aus dem Jahr 1894 abgesehen wird — sie wurden aber durch die deutschen R-Flugzeuge und durch ausländische Maschinen an Größe weit übertroffen. Diese besitzen etwa 330 m² Flügelfläche und, soweit die Veröffentlichungen hierüber verlautbaren, sind selbst 430 m² schon ausgeführt worden.

I. 2 a. Die Entwicklung in der Motorenleistung zeigt mit zunehmender Vergrößerung der Luftschiffe eine Steigerung, und zwar zunächst rascher als der Gasinhalt. Wird von der Type *a* der Zeppelin-Luftschiffe mit etwa 30 PS abgesehen (vgl. Tabelle 3), so besaßen die Typen *b* mit 170 bzw. 210 PS, *c* mit 210 und *d* mit 230 PS etwa 0,014 bis 0,017 PS pro m³ Gasinhalt; *d* mit 370 PS, *f* mit 450, *g* mit 510 bis einschließlich *r* mit 1440 PS etwa 0,023 bis 0,030 PS pro m³ Gasinhalt. Die Typen *s*, *t* und *u* mit 1200 PS hatten dagegen trotz weiterer Vergrößerung nur noch etwa 0,021 bis 0,022 PS pro m³ ebenso wie die Type *v* bei gleicher Leistung; bei 1450 PS weist diese Type allerdings wieder 0,026 PS pro m³ auf. Die Type *w* hat bei 1200 PS schließlich nur 0,0175 PS pro m³, während *x* mit 2030 PS fast 0,033 und *y* mit 960 PS sogar 0,048 PS pro m³ benötigt, obwohl bei mehr als dreifachem Gasinhalt von *x* gegenüber *y* beide Typen etwa die gleiche Geschwindigkeit haben. Von der Type *p* ab nimmt die Motorenleistung zunächst etwa linear mit der Größensteigerung zu, um schließlich — was nunmehr bei jeder neuen Type der Fall sein dürfte — trotz gleichzeitiger Steigerung der Geschwindigkeit mit wachsendem Gasinhalt abzunehmen. Dies allein bedeutet schon einen Hinweis auf die Ökonomieverbesserung mit zunehmender

[1]) Das Schiff wurde kurz vor Erreichung des Ziels funkentelegraphisch zurückgerufen.



Tabelle 3.

Übersicht der Typ-Schiffe des Luftschiffbau Zeppelin

Type	Schiffsnummern LZ	Bezeichnung[1])	Bauwerft des Typschiffs	Erste Fahrt des Typschiffs	Gas-inhalt m³	Durch-messer m	Länge m	Zellen-zahl	Motorenzahl und Konstruktion	Ges. Mo-toren-leistung PS	Propellerzahl und Konstr.	Größte[2]) Ge-schwin-digkeit m/sek	Größte Nutz-last (bei 0° und 760 mm Barom.-Stand) d. Serie: kg	Bemerkungen
a	1*[3])	—	Manzell	2. 7. 1900	11 300	11,7	128	17	2 Daimler	30	4 LZ (Al.-Blech)	7,8	—	—
b	2 und 3*	Z I	»	30. 11. 1905	11 300 bzw. 12 200	11,7	128 bzw. 136	16 bzw. 17	2 »	170 bzw. 210	4 LZ »	12,2	2 800	Die unteren Zahlen beziehen sich auf d. erfolgten Umbau v. LZ 3.
c	4 und 5*	Z II	»	20. 6. 1908	15 000	13,0	136	17	2 »	210	4 LZ »	13,5	4 650	—
d	6*	— (D)	Friedrichsh.	25. 8. 1909	15 000 bzw. 16 000	13,0	136 bzw. 144	17 bzw. 18	2 Daimler bzw. 2 D. u. 1 Maybach	230 bzw. 370	4 LZ »	13,5 bzw. 15,5	4 200	Die unteren Zahlen beziehen sich auf d. erfolgten Umbau.
e	7 und 8*	Deutschland (D)	»	19. 6. 1910	19 300	14,0	148	18	3 Daimler	360	4 LZ »	16,7	6 800	—
f	9, 10* und 12	Z II, Schwaben (D) Z III	»	2. 10. 1911	17 800	14,0	140	17	3 Maybach	450	4 LZ »	21,0	7 000	LZ 9 ursprüngl. 16 550 m³, 132 m Länge, Geschw. 21,7 m/sek.
g	11 und 13*	Viktoria Luise (D) Hansa (D)	»	14. 2. 1912	18 700	14,0	148	18	3 »	510	4 LZ »	22,2	6 500	—
h	14* bis 17, 19, 20	L 1, Z I E, Z IV, Sachsen (D), 2. Z I E, Z V	»	7. 10. 1912	22 470 bzw. 19 550	14,9	158 bzw. 140	18 bzw. 16	3 »	495 bzw. 540	4 LZ »	21,2 bzw. 21,8	9 400 bzw. 8 200	Die oberen Zahlen beziehen sich auf LZ 14; LZ 15 u. 16 hatten 142 m Länge.
i	18*	L 2	»	6. 9. 1913	27 000	16,6	158	18	4 »	720	4 LZ »	21,0	11 100	—
k	21*	Z VI	»	10. 11. 1913	20 870	14,9	148	17	3 »	540	4 LZ »	20,5	8 800	—
l	22, 23*	Z VII, Z VIII	»	8. 1. 1914	22 140	14,9	156	18	3 »	540	4 LZ »	20,0	8 850	—
m	24, 25*, 27 bis 35 37	L 3 bis L 8, Z IX bis XI, LZ 34, 35 37	»	11. 5. 1914	22 470	14,9	158	18	3 »	630	4 LZ »	23,4	9 200	LZ 24 nur 600 PS. LZ 25 erstmals einfache Flächenruder.
n	26*	Z XII	Frankfurt	14. 12. 1914	25 000	16,0	161,2	15	3 »	630	3 LZ » bzw. Lorenzen (Holz)	22,5	12 200	Erstmals Stirnradgetriebe.
o	36* und 39	L 9 und LZ 39	Friedrichsh.	8. 3. 1915	24 900	16,0	161,4	15	3 »	630	3 Lorenzen (Holz)	23,6	11 100	—
p	38, 40* bis 58, 60 und 63	LZ 38, L 10 bis 19 LZ 42 etc.	»	3. 4. 1915	31 900	18,7	163,5	16	4 »	840 bzw. 960	4 Lorenzen	26,7 bzw. 27,0	16 200	Ab LZ 48: 960 PS. Z 38 : 15 Zellen
q	59*, 61, 64 bis 69, 71, 73, 77, 81	L 20 bis L 24 LZ 95 etc.	»	21. 12. 1915	35 800	18,7	178,5	18	4 »	960	4 »	26,5	17 900	—
r	62*, 72, 74 bis 76, 78 bis 80, 82 bis 90	L 30 bis L 41, L 45 L 47, L 50, LZ 120	»	28. 5. 1916	55 200	23,9	198,0 bzw. 196,5	19	6 »	1440	6 »	28,7	32 500	Erstmals Seitengondeln.
s	91* und 92	L 42 und L 43	»	22. 2. 1917	55 500	23,9	196,5	18	5 »	1200	5 »	27,7	36 400	—
t	93 und 94*	L 44 und L 46	Löwental	1. 4. 1917	55 800	23,9	196,5	18	5 »	1200	3 Lorenzen bzw. Garuda und 1 Jaray-LZ	28,9	37 800	Erstmals Verwendung der Doppelmotorengondel mit einem Propeller.
u	95* bis 99	L 48, L 49, L 51, L 52, L 54	Friedrichsh.	22. 5. 1917	55 800	23,9	196,5	18	5 »	1200	4 Jaray-LZ	29,9	39 000	—
v	100*, 101, 103, 105 bis 111	L 53, L 55, L 56, L 58, L 60 bis L 65	»	8. 8. 1917	56 000	23,9	196,5	14	5 »	1200 bzw. 1450[4])	4 »	30,2 bzw. 31,8	40 000	Ab LZ 105: 1450 PS (überkomprimierte Motoren).
w	102 und 104*	L 57 und L 59	»	26. 9. 1917	68 500	23,9	226,5	16	5 »	1200	4 »	28,6	52 100	—
x	112 und 113*	L 70 und L 71	Löwental	1. 7. 1918	62 200	23,9	211,5	15	7 »	2030[4])	6 »	36,4	44 500	Erstmals Verwendung von 4 Propellern mit direktem Antrieb (ohne Untersetzung).
y	120*	D I Bodensee	Friedrichsh.	20. 8. 1919	20 000	18,7	120,8	12	4 »	960	3 »	36,8	10 000	—

[1]) Die mit L-Nummern bezeichneten Schiffe sind Marineschiffe, die mit »D« bezeichneten Delag-(Passagier)-Schiffe, die übrigen Heeresschiffe.
[2]) Die Geschwindigkeit ist mit Pitotröhre gemessen und bezieht sich auf die Verwendung der in der vorhergehenden Spalte angegebenen Propeller.
[3]) Die mit * bezeichneten Schiffe sind in der Schattenrißtafel enthalten.
[4]) Wegen Überkompression Leistung auf Normalluftdichte bezogen.

Größe: Bei gleicher Geschwindigkeit ist eben der Aufwand von Gewicht und Betriebsstoff für die Motoren, bezogen auf das Gesamtgewicht des Luftschiffs, um so kleiner, je größer dessen Volumen ist. Der Grad der Abhängigkeit soll weiter unten noch besonders untersucht werden.

I. 2 b. Bei Vergrößerung der Flugzeugtype zeigt sich bis heute keine oder keine wesentliche Verkleinerung des Verhältnisses: Leistungsbedarf zu Gesamtgewicht, wenn man diese erheblich war. Von der Type *a* abgesehen, hatten die Typen *b* bis *e* etwa 12 bis 17 m/s, *f* bis *o* etwa 21 bis 24 m/s; die Type *p* erreichte 27 m/s, während *q* wegen der Verlängerung des Schiffskörpers bei gleicher Leistung nur 26,5 m/s hatte. Die Type *r* kam auf 28,7, nach Reduzierung der Motorleistung mit *s* auf 27,7, jedoch durch weitere Verbesserungen mit *t* wieder auf 28,9 m/s. Im wesentlichen durch Verwendung besserer Propeller erreichte Type *u* 29,9 m/s, und durch fort-

Abb. 3.

Zahlen auf die gleiche Geschwindigkeit bezieht. In absoluter Hinsicht halten sich die PS-Zahlen etwa in gleicher Höhe wie bei den Luftschiffen. Beginnend mit 16 PS im Jahre 1903 stieg die Leistung rasch auf 30, 50, 80, 100, 160, 200 PS an, erreichte 1914 schon 400 und steht heute ungefähr bei 2000 PS.

I. 3 a. Die Geschwindigkeit wurde beim Luftschiff im wesentlichen durch die Verringerung der Widerstände erhöht; im Anfang — bei den Zeppelin-Luftschiffen bis zur Type *p* (vgl. wieder Tabelle 3) — war hierfür allerdings die Leistungssteigerung maßgebend, wennschon die dabei immerhin teuer erkaufte Geschwindigkeitserhöhung auch ganz gesetzte Widerstandsverringerung bei gleichzeitiger Erhöhung der Motorenleistung in Type *v* 31,8 m/s. Die bisher höchsten Geschwindigkeiten von 36,4 bzw. 36,8 m/s, d. s. über 130 km/h, wurden mit den Typen *x* und *y* erreicht, die bei vollständig verschiedener Größe etwa gleiche aerodynamische Eigenschaften besitzen.

I. 3 b. Die Geschwindigkeit der Flugzeuge steht — was die kleineren und mittleren Flugzeuge anbelangt — heute weit über der der Luftschiffe. Die ersten Maschinen flogen mit etwa 20 m/s. Erst Anfang 1910 wurden 25 m/s erreicht, dafür Mitte 1910 schon 35, Ende 1910 etwa 40 m/s. Mitte 1911 konnten

45 m/s verzeichnet werden, und schließlich wurden Ende 1913 einige Rennleistungen mit etwa 55 m/s vollbracht. Inzwischen sind Geschwindigkeiten von 70 m/s und darüber erzielt worden, wobei aber selbst bei kleinen Flugzeugen schon ganz bedeutende Landungsschwierigkeiten auftraten.

Die aerodynamische Kennzahl.

a. Die aerodynamische Kennzahl, die im vorstehenden durch das Verhältnis: Wirkungsgrad zu Widerstandszahl $\left(\frac{\eta}{\zeta}\text{ bzw. }\frac{\eta}{\psi}\right)$ dargestellt wurde, beginnt beim LZ 2 (vgl. Tabelle 3, Abb. 1 und Abb. 3) mit 9,0, um nach erfolgtem Umbau des LZ 3 auf 7,7, jedenfalls infolge der Schiffsverlängerung und der höheren Motorenleistung bei gleichen Propellern herabzusinken. Diese Schiffstype *b* — die Type a (LZ 1) blieb, da sie nur als Versuchsschiff angesehen werden darf, unberücksichtigt — hatte mit $\left(\frac{\eta}{\zeta}\right) = 7{,}7$ die niedrigste aerodynamische Kennzahl. Die Schiffstype *c* erreichte schon 11,9, obwohl die Widerstände größer geworden zu sein scheinen; in Wirklichkeit dürfte aber die schon etwas gedrungenere Form eine Verminderung der Schiffswiderstandszahl bedingt haben. Bei der Schiffstype *d* fällt die aerodynamische Kennzahl etwas ab — auf 10,8 bzw. 10,6 nach Einbau eines stärkeren Motors —, um bei der Schiffstype *e*, die ohne Zweifel geringere Nebenwiderstände hatte, auf 15,5 wieder anzusteigen, obwohl die Form dieses Schiffes allerdings keine Verbesserung gegenüber der Type *d* darstellen dürfte. Eine wesentliche Verbesserung brachte die Schiffstype *f*. Hier verschwinden die Ecken in der Schiffsform; der Körper erscheint noch gedrungener, indem er bei gleichem Durchmesser um ein beträchtliches kürzer ist. Dazu kommt, daß die Steueranlage, die von dieser Schiffstype ab nur noch im Heck erscheint, kleiner gehalten ist, sodaß die aerodynamische Kennzahl mit 23,4 trotz der höheren Motorleistung, für welche die verwendeten Propeller jedenfalls nicht geeignet waren, verständlich wird. Die Schiffstype *g* steht nur unwesentlich über *f*, trotz der vorgenommenen Verbesserungen in den Nebenwiderständen, insbesondere in der Steueranlage; sie ist eben auch wieder relativ schlanker. Die Type *h* erreichte den Wert 25,6, der aber nach Einbau der stärkeren Motoren (ab LZ 15) trotz der erfolgten Verkürzung wieder etwas abfällt. Die Typen *i*, *k*, *l* (einschließlich LZ 23) haben durchwegs niedrigere Werte als aerodynamische Gütezahl. Erst bei Type *m* springt die Zahl wieder auf 27, was ohne Zweifel in der Hauptsache auf die einflächigen Flossen, Kiele und Ruder (ab LZ 25) zurückzuführen sein dürfte. Die Type *n*, bei welcher erstmals für die vordere Gondel statt der seitlichen Getriebe Stirnrädergetriebe mit Propeller am achteren Ende der Gondel verwendet wurde, stellte wohl aus dem Grunde keine aerodynamische Verbesserung dar — sie erreichte nur den Wert 25,9 — weil der Strahl des vorderen Propellers die bei diesem Schiff noch außerhalb befindliche Mittschiffskabine bestrich, was eine Vermehrung des Widerstandes bedeutet. Durch Wegfall des Außenlaufgangs bei der Type *o* erhöhte sich denn auch die aerodynamische Kennzahl auf 29,7. Eine ganz bedeutende Verbesserung in aerodynamischer Hinsicht wurde mit der Schiffstype *p* erzielt, die eine von den früheren Schiffen vollständig abweichende Form bei bedeutend kleinerem Längenverhältnis besitzt. Diese Form, die sich — auf umfassenden Studien seitens des Verfassers basierend — bei allen folgenden Schiffen des Luftschiffbau Zeppelin vorfindet, ermöglicht neben geringerer Formwiderstandszahl die Erzielung kleinerer Tragkörpergewichte durch hohe Völligkeit und relativ geringer Oberfläche. Bei einer baulich ähnlichen Anlage der Type *p* gegenüber der Type *o* erhöhte sich bei *p* die aerodynamische Kennzahl von 29,7 auf 38, also um etwa 30%. Bei Einbau stärkerer Motoren mit gleichen Propellern (ab LZ 48) verringerte sich[1]) naturgemäß die aerodynamische Kennzahl auf 34,4, um durch andauernde Widerstandsverringerung an Details trotz Verlängerung bei der Type *q* auf 35,1 wieder anzusteigen. Die Type *r*, bei welcher eine weitere Verkleinerung des Längenverhältnisses stattfand, zeigte wieder eine Erhöhung der aerodynamischen Kennzahl mit 39,6. Durch Wegfall des achteren Propellers und der damit verbundenen Widerstände steigerte sich diese Zahl bei der Type *s* auf 42,9, bei *t* auf 49,0, wo erstmals die seitlichen Getriebeböcke auch an der hinteren Gondel vollständig in Wegfall kamen, an deren Stelle eine Doppelmotorenanlage mit einem Propeller trat, und wo erstmals statt der bisher üblichen Stoffteilung an den Ringen, eine Stoffteilung an den Längsträgern vorgenommen und dadurch der Reibungswiderstand verringert wurde. Eine weitere Verbesserung wurde in aerodynamischer Hinsicht mit der Kennzahl 54,2 von der Schiffstype *u* an dadurch erzielt, daß auf Grund besonderer Studien Spezialpropeller in vollständiger Übereinstimmung mit Motorleistung, Drehzahl und Schiffswiderstand geschaffen wurden. Am deutlichsten zeigen dies die unter I. 3 a angegebenen Geschwindigkeitsvergleiche. Die Type *v* brachte neuerdings eine kleine Erhöhung der aerodynamischen Kennzahl mit 56,0, die jedoch nach Einbau stärkerer Motoren bei gleicher Propeller- und Drehzahl auf 54,0 wieder abfiel. Die Type *w*, die über dieselben Motoreinheitsstärken verfügte wie die Type *v* mit der Kennzahl 56,0, erreichte aber nur 54,4 wegen der bei dieser Type vorgenommenen Schiffsverlängerung. Ein ganz bedeutender Schritt in der Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften war bei der Type *x* dadurch ermöglicht worden, daß durch Verwendung von 4 Propellern mit direktem Antrieb die Gondel- und deren Aufhängewiderstände verringert werden konnten, sodaß bei gleichzeitiger Erhöhung der Motorenstärke — und damit zusammenhängend der Geschwindigkeit — eine Verbesserung des Propellerwirkungsgrades stattfand. Die bei dieser Schiffstype erreichte aerodynamische Kennzahl von 62,2 läßt diesen Fortschritt in deutlichster Weise erkennen. Die bisher letzte Type *y* (Verkehrsluftschiff »Bodensee«) übertrifft trotz ihrer Kleinheit durch noch weitergehende Verringerung des Schiffslängenverhältnisses den letztgenannten Koeffizienten mit 63,7 um ein geringes und stellt somit das bisher beste Schiff in aerodynamischer Hinsicht dar.

(Schluß folgt.)

[1]) Wegen spezifisch größerer Belastung der Propeller.

Über die Verwendung von Düsen zur Arbeitsleistung.

28. Bericht der deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V. Adlershof,

von Robert Gsell.

I. Einleitung.

In den zur Längsachse einer Düse (Abb. 1) winkelrechten Querschnitten entstehen durch die verschiedenen Geschwindigkeiten des durchstreichenden Mediums Druckunterschiede, welche zur Messung seiner Strömungsgeschwindigkeit benutzt werden. An der Kehle der Düse ist die Strömungsgeschwindigkeit am größten. Die zum Anzeigegerät führenden Öffnungen sind deshalb hier angeordnet.

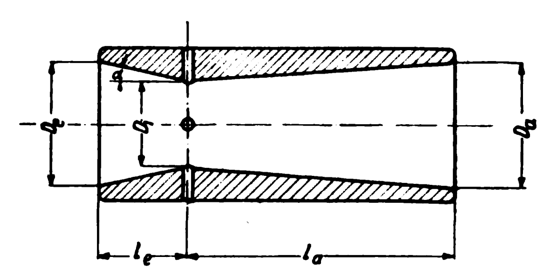


Abb. 1 Einfaches Venturi-Rohr.

Der vorliegende Aufsatz schildert Untersuchungen zur Feststellung, wie weit in Düsen sich bildende Druckunterschiede zur Arbeitsleistung nutzbar gemacht werden können. An solchen Orten, wo eine große Geschwindigkeit vorhanden ist und geringe Arbeitsleistung verlangt wird, wie beispielsweise in Luftfahrzeugen zur Brennstoffförderung zwischen den Vorratsbehältern, kann eine derartige Vorrichtung zur Arbeitsleistung wegen ihrer Einfachheit und Fehlens beweglicher Teile Bedeutung gewinnen.

In gleicher Weise wie beim Meßgerät wurde an die Kehlen der untersuchten Düsen eine Abzweigung angeschlossen, die einen zur Hauptdüsenströmung gelegten Nebenschluß bedeutete. Man durfte erwarten, daß die Gestalt der Düsen von bestimmendem Einfluß auf die Meßergebnisse sein würde.

Zahlreiche Fragen, die sich in nachstehende Gruppen ordnen ließen, waren zu klären:

a) Beiwert (Saughöhe/Druckhöhe). Welchen Einfluß hat die Formgebung auf den Beiwert einfacher Venturirohre? Wie ist durch die Formgebung deren Beiwert zu steigern? Wie wird der Beiwert durch die Nebenschlußströmung beeinflußt? Welche Bedeutung hat die Art der Einführung des Nebenschlußstroms (eine oder mehrere Öffnungen, Ringkanal)?

b) Wirkungsgrad (Nutzleistung/Windleistung). Welche Düsenformen ergeben bei der Verwendung zur Arbeitsleistung einen hohen Wirkungsgrad? Durch welche Düsenänderungen ist dieser zu verbessern? Wie hängt der Wirkungsgrad von der im Nebenschluß geförderten Luftmenge ab?

c) Saughöhenausnutzung (Betriebssaughöhe/Größtmögliche Saughöhe). Bei welcher Ausnutzung der größtmöglichsten Saughöhe — das ist die Saughöhe, welche sich bei nicht arbeitendem Nebenschluß einstellt —, ist der Wirkungsgrad am günstigsten?

Folgende Bezeichnungen seien für die Rechnungen eingeführt:

v in m/s Geschwindigkeit des Mediums,
q in kg/m² Staudruck des Mediums,
γ in kg/m³ spez. Gewicht des Mediums,
h_d in m Druckhöhe,
h_s in m Saughöhe,
$\varepsilon = \frac{h_s}{h_d}$ Beiwert,

D_x in m Durchmesser, F_x in m² Querschnitt, v_x in m/s Geschwindigkeit, p_x in kg/m² Druck, l_x in m Konuslänge } an der Stelle »x« der Düse

Index e Eintritt, Index i Kehle, Index a Austritt } der Düse,

$L_1 = F \cdot q \cdot v$ mkg/s Windleistung,
Q in kg die im Nebenschluß geförderte Menge,
t in s Zeit,

$L_2 = \frac{Q \cdot h_s}{t}$ mkg/s Nutzleistung,

$\eta = \frac{L_2}{L_1}$ Wirkungsgrad.

Nach einer Düsentheorie[1]) ist der Unterdruck im engsten Querschnitt eines Venturirohres:

$$p_e - p_i = \frac{v_e^2 \cdot \gamma}{2 \cdot g} \cdot \left(\frac{F_e^2}{F_i^2} - 1\right)$$

und die größtmögliche Saughöhe

$$h_s \max = \frac{1}{\gamma}(p_e - p_i),$$

sowie der Beiwert

$$\varepsilon = \frac{p_e - p_i}{q} \quad {}^{2)}$$

Nach Prandtl gelten für Venturi-Düsen folgende Formeln:[3])

Der vom austretenden Strom wirklich ausgefüllte Querschnitt ist infolge unvermeidlicher Strahlablösung $F' = \beta \cdot F_a$ ferner sei $\frac{F_i}{F_a}$ mit α bezeichnet.

Dann besteht die Beziehung $v_i \cdot F_i = v_a \cdot F' = \beta \cdot v_a \cdot F_a$. Setzt man die Stromwiderstände proportional der vom engsten Querschnitt bis zum Düsenende in Druck umgesetzten Geschwindigkeitshöhe bzw. Staudruckdifferenz, und ist der Widerstandskoeffizient dieser Umsetzung $= \zeta$ (ζ erfahrungsgemäß zwischen 0,2 und 0,25), so ergibt die Druckgleichung vom Eintritt bis zum Austritt

$$v^2 - v_a^2 = \zeta\,(v_i^2 - v_a^2)$$

Daraus bestimmt sich:

$$v_a = \frac{v}{\sqrt{1 + \zeta\left[\left(\frac{\beta}{\alpha}\right)^2 - 1\right]}}$$

Der für die Strömung notwendige Gesamtwiderstand der Düse ist nach dem Impulsatz

$$W = \beta \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot v_a \cdot F_a\,(v - v_a).$$

II. Versuchsordnung.

Als strömendes Medium wurde für die Untersuchungen Luft, welche durch den Adlershofer-Windkanal auf die erforderliche Geschwindigkeit gebracht wurde, benutzt.

Eine naheliegende Versuchsanordnung wäre die Verwendung von geeichten Meßöffnungen zur Bestimmung der angesaugten Luftmenge gewesen. Die Nutzleistung hätte aus dieser und dem Ansaugedruck ermittelt werden können. Diese einfache Anordnung kam aber nicht in Betracht, da die Koeffizienten für so kleine, auch in der Herstellung schwierige und teuere Meßöffnungen in der Literatur nicht bekannt waren und erst hätten bestimmt werden müssen.

In der gewählten Versuchsanordnung (Abb. 2) wurde durch den Düsennebenschluß Wasser gehoben und aus der Hubhöhe und der in der Zeiteinheit geförderten Menge die Nutzleistung ermittelt.

Mit dieser Einrichtung konnte der Vorteil verbunden werden, daß sich in einem Versuch die Wirkungsgrade für alle Saughöhen mühelos ergaben.

Die Wirkungsweise der Versuchsanordnung ist ohne weiteres der Abb. 2 zu entnehmen.

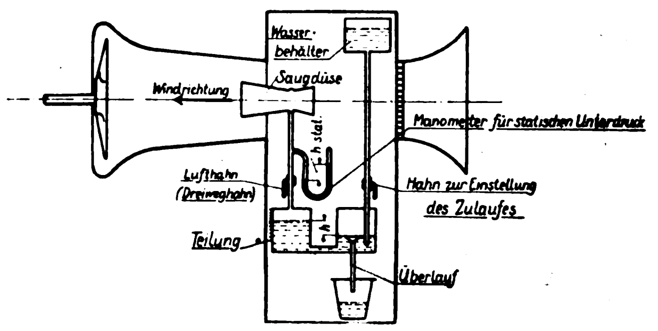


Abb. 2. Versuchseinrichtung zur Bestimmung von Beiwert und Wirkungsgrad von Saugdüsen.

Nach Einstellung der gewünschten Windgeschwindigkeit im Kanal und des Wasserzulaufes (so daß die zulaufende Wassermenge etwas größer ist als die geförderte) wurde der Lufthahn in der Leitung vom engsten Düsenquerschitt zur Saugflasche geöffnet und gleichzeitig eine Stoppuhr ausgelöst. Der wachsende Wasserstand in der Saugflasche wurde alsdann in bestimmten Zeitabständen fortlaufend abgelesen und die sich aus der Eichung der Flasche ergebende Wassermenge Q (in kg) über der Zeit t (in s) aufgetragen (Abb. 5). Die durch die Meßpunkte gezogene Kurve diente zur Berichtigung der Ablesefehler der Einzelablesungen.

Aus den Diagrammen der Abb. 5 konnte der Verlauf der Wirkungsgrade für die verschiedenen während der Versuche durchschrittenen Saughöhen, sowie der höchste und der für die beste Ausnutzung maßgebende Beiwert bestimmt werden (Rechnungsbeispiel vgl. Tabelle 1).

Zur genauen Untersuchung des Wirkungsgrades der Saugdüsen für eine bestimmte Saughöhe eignet sich die in Abb. 3 gezeigte Versuchsanordnung, bei der ein Ablaufrohr im Sauggefäß auf die gewünschte Förderhöhe eingestellt und die in einer bestimmten Zeit in dem unter gleichem Druck wie das Sauggefäß stehenden Meßgefäß aufgefangene Flüssigkeitsmenge bestimmt wird.

[1]) Vgl. z. B. Hort, »Ein neues Instrument zur Geschwindigkeitsmessung auf Flugzeugen«, ZFM, 28. Juni 1918, S. 69.

[2]) Hiernach könnte durch starke Verengung ein beliebig hoher Beiwert der Saugdüse erzielt werden, doch ist durch das kritische Druckverhältnis eine theoretische Grenze gegeben. Diese Grenze kann infolge des Einflusses der Wandreibung praktisch nicht entfernt ausgenützt werden, sondern es wird schon früher eine wesentlich niedrigere Grenze erreicht.

[3]) Eine Untersuchung der Düsen nach diesen Gesichtspunkten konnte hier leider nicht durchgeführt werden, da in dem Windkanal der DVL eine Wage zur Bestimmung des Luftwiderstandes nicht vorhanden ist.

Tabelle 1.

Berechnung des mittleren Wirkungsgrades, des Wirkungsgrades abhängig von der Saughöhe, des höchsten und des für die beste Ausnutzung geltenden Beiwertes.

Gleichbleibend beim Versuch, in der Windkanalkammer: Barometerstand b	Gleichbleibend beim Versuch, in der Windkanalkammer: Lufttemperatur t	Gleichbleibend beim Versuch: Staudruck q	Gleichbleibend beim Versuch: Windgeschwindigkeit v	Messung beim Versuch: Zeit seit Öffnen des Lufthahnes t	Messung beim Versuch: Höhe des Wasserspiegels im Gefäß h	berechnet, Gehobene Wassermenge: Q gesamt	berechnet, Gehobene Wassermenge: Q Versuch	berechnet: h mittel beim Einzelversuch	berechnet: Z Versuch Zeitdauer des Einzelversuches	berechnet: Windleistung $L_1 = F \cdot q \cdot v$	berechnet: L_2 gesamt $= \frac{Q_{gesamt} \cdot h}{Z}$	berechnet: L_2 Versuch $= \frac{Q\ Versuch \cdot h\ Versuch}{Z\ Versuch}$	berechnet: $\eta_0 - h = \frac{L_2\ gesamt}{L_1}$	berechnet: $\eta_h = \frac{L_2\ Versuch}{L_1}$
mm Q-S.	°C	kg/m²	m/s	s	cm	kg	kg	cm	s	mkg/s	mgk/s	mgk/s		
				0	0	0				0	0			0,000094
							0,490	0,4	5			0,000394		
753	22	25,8	20,4	5	0,80	0,490				4,19	0,000783		0,000187	
							0,240	1,15	5			0,000552		0,000132
				10	1,50	0,730					0,00109		0,000260	
												0,00115		0,000247

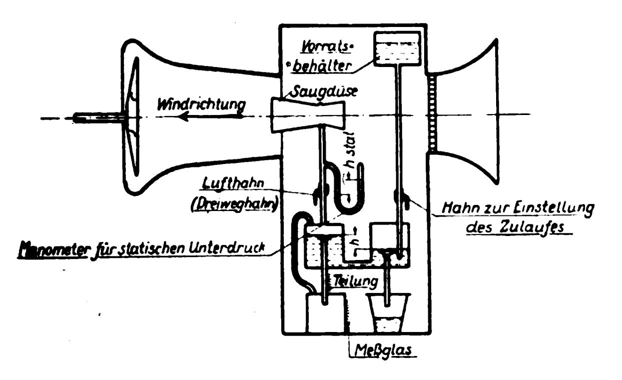


Abb. 3. Vorrichtung zur genauen Bestimmung des Wirkungsgrades von Saugdüsen für **bestimmte** Förderhöhen.

III. Durchgeführte Versuche.

A. Venturirohre.

Zur Beantwortung der in der Einleitung zusammengefaßten Fragestellungen wurden zunächst, da keinerlei systematische Versuche über die Düsengestaltung bekannt waren, die geprüften Versuchsdüsen nach den folgenden Richtlinien hergestellt. Es konnte gewählt werden:

1. Das Verhältnis des Eintrittsquerschnitts zum inneren Querschnitt $\frac{F_e}{F_i}$.

Acht Düsen von einem Querschnittsverhältnis $\frac{F_e}{F_i} = 2$ bis 6 wurden probiert. Den günstigsten Beiwert ergaben Düsen mit einem Verhältnis $\frac{F_e}{F_i} = 4$.

2. Das Verhältnis von Eintrittsquerschnitt zu Austrittsquerschnitt $\frac{F_e}{F_a}$.

Eine Nutzleistung der Düse muß durch eine Verringerung der kinetischen Energie der durchströmenden Luft, also durch eine Verringerung ihrer Geschwindigkeit erkauft werden. Demnach muß der Austrittsquerschnitt größer als der Eintrittsquerschnitt sein, um so mehr als die Austrittsmenge sich um die Nebenschlußmenge erhöht. Die in Anlehnung an bekannte Meßdüsenformen gebauten Versuchsdüsen konnten nur dadurch eine Arbeitsleistung ergeben, daß der Eintrittsquerschnitt F_e durch Wirbelbildung sich verkleinerte. Die Versuche mit absichtlich erweitertem Austritt wurden an Düsengittern ausgeführt, ergaben aber nur eine geringe Verbesserung des Wirkungsgrades.

3. Das Verhältnis von Eintrittslänge zu Austrittslänge $\frac{l_e}{l_a}$ (Abb. 1).

4. Die Plötzlichkeit der Verengung (Kegel im Eintrittsteil gemessen durch tg α (Abb. 1).

5. Die Flankenausführung des Eintritts- und Austrittsteils (Einfluß gekrümmter Flanken).

6. Die Art der Zuführung des Nebenschlusses (ein oder mehrere Löcher, Ringkanal).

Diese 6 Richtgedanken würden miteinander kombiniert eine Unzahl von Versuchsdüsen ergeben haben; es wurden daher in Anlehnung an bekannte Formen nur 8 ausgewählt, meist mit 4 Löchern zur Zuführung des Nebenschlußstromes. Nach der ersten Versuchsreihe wurde, wenn nötig, ein Ringkanal eingedreht und eine neue Messung vorgenommen.

Die geringen Beiwerte einfacher Venturirohre ließen an sich Versuche mit **mehrfachen Düsen** angezeigt erscheinen, der niedrige Wirkungsgrad aber von diesen Versuchen abstehen, da mehrfache Düsen in dieser Hinsicht eine weitere Verschlechterung erwarten lassen.

Tabelle 2 gibt eine Übersicht über die versuchten Düsenformen:

Tabelle 2.

Versuchte Düsenformen.

Eintrittsquerschnitt F_e = Austrittsquerschnitt F_a

Eintrittsquerschnitt / engster Querschnitt $F_e : F_i$	Austrittslänge / Eintrittslänge $l_a : l_e$	Düse Nr.	Flankenausführung	Eintrittskegel tg α	Einführung des Nebenschlußstromes
2	4	VI	gerade	1/4	4 Löcher
2	4	VI	gerade	1/4	Ringkanal
2	4	V	gebogen	1/4	4 Löcher
2	4	VIII	gerade	1/2	4 Löcher
2	6	I	gebogen	1/4	1 bis 4 Löcher
2	6	VII	gerade	1/2	4 Löcher
4	4	II	gebogen	1/4	1 Loch
4	4	II	gebogen	1/4	4 Löcher
4	4	II	gebogen	1/4	Ringkanal
4	4	IV	gebogen	1/2	4 Löcher
6	4	III	gebogen	1/2	4 Löcher
6	4	III	gebogen	1/2	Ringkanal

B. Düsengitter.

Zur Ausnutzung großer Windquerschnitte müssen gewöhnliche Venturirohre ungeeignet sein, weil bei einem sehr weiten Rohr der Ringkanal der Kehle den Kern der Strömung nicht mehr beeinflussen würde. Ein lückenloses Aneinander-

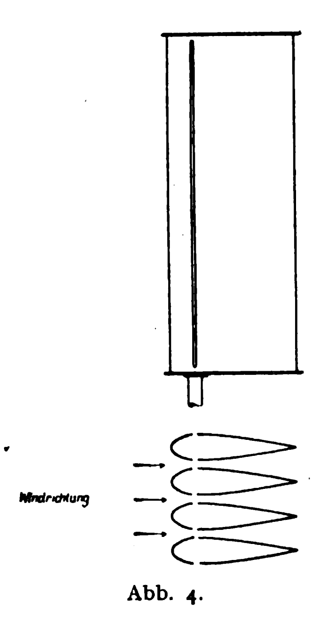


Abb. 4.

fügen kleinerer Düsen wäre nur bei, an sich ungünstiger, quadratischer oder sechseckiger Querschnittsform denkbar.

Einfacher in der Herstellung wäre ein Düsengitter etwa nach Abb. 4. Die zur Leistungsgewinnung notwendige Erweiterung des Austrittsquerschnittes oder eine beliebige Längenausdehnung[1]) sind bei den Gittern nur in geringem Maße möglich.

Versucht wurden Gitter mit $l_a : l_e = 8$, mit 2 verschiedenen Verhältnissen von $F_e : F_i$ und $F_e : F_a$, sowie 2 verschiedenen Gitterlängen.

IV. Versuchsergebnisse.

1. Sowohl Venturirohre als auch Düsengitter ergeben auffallend geringe Wirkungsgrade.

Venturirohre größter Wert Düse II (mit Ringkanal) $\eta = 0{,}00129$
Düsengitter größter Wert ($F_e : F_i = 4{,}33$) $\eta = 0{,}00083$

2. Der erzielte Beiwert ist bei Arbeitsleistung der Düse derselbe wie bei rein statischer Benutzung.

Der beste Wirkungsgrad liegt bei 0,5 bis 0,7 der möglichen Saughöhe. Die Abweichung des Beiwertes vom errechneten steigt mit der Verengung[2]). Der Beiwert der Gitter liegt stets unter 1 zwischen 0,43 und 0,87.

3. Die Windgeschwindigkeit verändert den Beiwert nur in geringem Maße, der Wirkungsgrad steigt etwas mit der Windgeschwindigkeit.

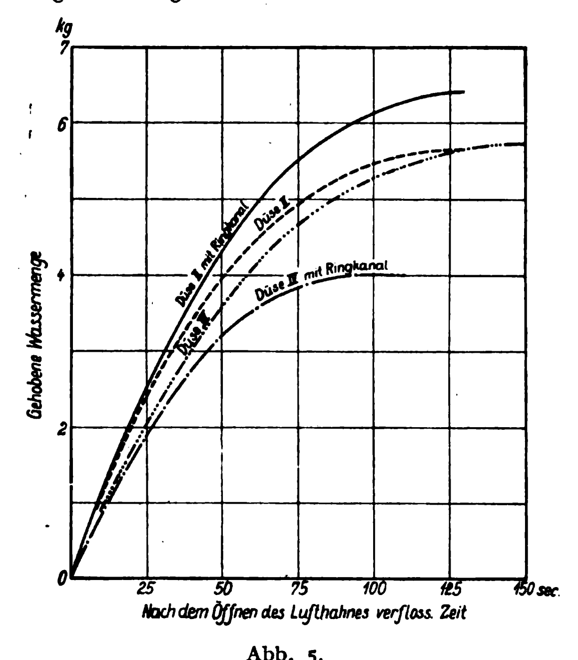


Abb. 5.

4. Die Einführung der Nebenschlußluft geschieht zweckmäßig durch Ringkanal; bei Einführung durch Löcher ist der Wirkungsgrad etwas geringer, der Beiwert derselbe.

5. Der Einfluß der Flankenausführung (gerade oder gebogen) ist gering[1]).

6. Die besten Werte ergaben:

Düse II abgerundet, mit Ringkanal, $F_e = 4 \cdot F_i$, $l_a = 4 \cdot l_e$, $\operatorname{tg} \alpha = 1/4$, nämlich:
Beiwert $\varepsilon = 4{,}96$, bester Wirkungsgrad $\eta_{max} = 0{,}0013$; der Wirkungsgrad bleibt nahe dem Höchstwert bei $1/3$ bis $3/4$ der möglichen Förderhöhe.

Düse IV abgerundet, Zuführung des Nebenschlusses durch 4 Löcher, $F_e = 4 \cdot F_i$, $l_a = 4 \cdot l_e$, $\operatorname{tg} \alpha = 1/2$, nämlich:
Beiwert 4,32, bester Wirkungsgrad $\eta_{max} = 0{,}00092$; der Wirkungsgrad bleibt nahe dem Höchstwert bei 0,7 der möglichen Förderhöhe.

Die mitgeteilten Versuchsergebnisse für Düsen sind in Abb. 5 und 6 dargestellt.

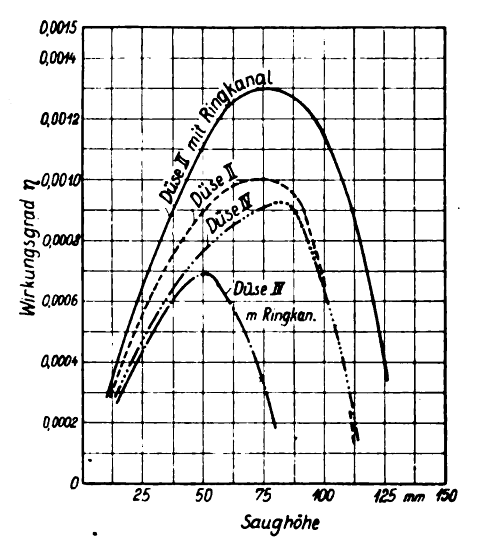


Abb. 6.

V. Schlußbemerkung.

Für Sonderzwecke, z. B. wie schon in der Einleitung erwähnt, zum gegenseitigen Umfüllen der Betriebsstoffbehälter von Luftfahrzeugen, können Venturirohre verwendet werden, da hierbei große Anforderungen an die Einfachheit und Zuverlässigkeit der Anlage, aber kleine Anforderungen an den Wirkungsgrad (geringe Nutzleistung) und an den Beiwert (große Luftgeschwindigkeit) der Düsen gestellt werden.

Für allgemeinere Verwendung kommen gewöhnliche Düsen nicht in Betracht, da ihr Wirkungsgrad zu gering ist. Eine weitgehende Verbesserung des Wirkungsgrades ist nur zu erwarten, wenn eine theoretisch nötige plötzliche Geschwindigkeitsverringerung am Orte der Arbeitsleistung (Einführungsstelle der Saugluft) erzeugt werden kann.

[1]) Die Luftgeschwindigkeit im Gitterelement-Querschnitt darf nicht größer sein als

$$\sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot p_i}{\gamma}},$$

wobei $p_i = q \cdot \varepsilon$ ist. Demnach entspricht einem bestimmten Gitterelement-Querschnitt eine bestimmte größtmögliche Gitterlänge, es sei denn, daß konische Gitter angewandt, bzw. die Luftmenge durch Zwischenzapfstellen zugeführt werden.

[2]) Z. B. bei $F_e = 2\ F_i$, theoret. Beiwert 3, prakt. Beiwert je nach Form 2,4 bis 3,8
$F_e = 6\ F_i$, theoret. Beiwert 35, prakt. Beiwert jedoch 3,3.

[1]) Wirkungsgrad bei derselben Düse mit gerader Flanke 0,000742, mit gebogener 0,000763.

Berichtigung.

In meinem Aufsatz „Sternform-Motoren"[2]) ist mir bei der Durchrechnung der Zeiten für das Verspritzen des Schmieröles ein Irrtum unterlaufen.

Ist t die Zeit für die Zurücklegung des Weges h, so ist

$$h = c_{max} \cdot t \mp \frac{g \cdot t^2}{2},$$

worin das obere Vorzeichen für das aus einem senkrecht nach unten stehenden und das untere für einen senkrecht nach oben gerichteten Zylinder gilt.

Es ergibt sich also

$$t = \mp \sqrt{\left(\frac{c_{max}}{g}\right)^2 \mp \frac{2 \cdot h}{g}} \mp \frac{c_{max}}{g}$$

und daraus für $c_{max} = 13{,}35$ m/sek und $h = 0{,}46$ m
$t \sim 0{,}035$ bzw. $t \sim 0{,}0325$ sek,
während welcher Zeit das Triebwerk den Weg des Öles $0{,}035 \cdot 50 = 1{,}75$ bezw. $0{,}0325 \cdot 50 = 1{,}62$ mal kreuzt.

An den Schlußfolgerungen aus den Betrachtungen auf Seite 124 für die Schmierungsverhältnisse ändert der begangene Irrtum nichts. Otto Schwager.

[2]) Heft 9, S. 124.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Ein regelmäßiger, besonders **schneller Luftverkehr Paris—London** wurde am 10. Mai eröffnet. Jeder Flug dauert zwei Stunden. (»l'Auto«, Paris, 9. Mai 1920.) ND. **20.**

Das »belgische Nationalsyndikat zum Studium des Lufttransportes« hat folgende **Tarife für den Luftverkehr Brüssel—Paris** festgesetzt:

Briefe: bis 100 g . . . Frs. 0,75 } für je 20 g.
über 100 g . . . » 0,50 }

Personen:
hin und zurück . . Frs. 500 } hierbei 20 kg Frei-
einfach . . . . . . » 300 } gepäck.

Täglich 3 Flüge in jeder Richtung: 7^{00}, 11^{30} und 5^{00}. (»l'Auto«, Paris, 5. Mai 1920.) ND. **20.**

Paris—Prag—Budapest. Eine große französisch-rumänische Gesellschaft, die »Compagnie Franco-Roumaine de Navigation Aérienne«, will im Juli zwischen Paris und Prag einen »regelmäßigen« Luftverkehr einrichten, der später bis Bukarest verlängert werden soll. Abflug soll stattfinden, wenn Reisende, Waren und Post vorhanden sind. Eine Vereinbarung mit der »Airco« sieht die Verlängerung bis London vor. (»l'Auto«, Paris, 30. April 1920.) ND. **19.**

Amerika.

Das geplante **„Luftfahrt-Versicherungs-Syndikat"**, die »National Aircraft Insurance Association« wird das Luftfahrt-Versicherungswesen wirksam fördern. Es soll sich mit allen Zweigen der Luftfahrtversicherung, einschließlich Haftpflicht, Sachschaden, Diebstahl, Zusammenstößen, Personenbeförderung usw. befassen. (»Aerial Age«, Nr. 3, 29. März 1920.) ND. **19.**

Die **Luftpolizei von New York** ist eine Unterabteilung der Reservepolizeitruppen. Sie besteht aus der fliegenden Abteilung und der Lehrabteilung. Die fliegende setzt sich aus 8 Gruppen von je zwei Geschwadern zu je 4 Flugzeugen zusammen. Gruppenführer ist ein Hauptmann, die Flieger haben Leutnantsrang. 4 Gruppen sind See-, 4 Gruppen Landformationen zugeteilt.

Die Lehrabteilung, 20 Offiziere und 200 Mann, zerfällt in Gruppen für den Unterricht in Mechanik, Flugzeugbau, Funktelegraphie, Lichtbildwesen usw. Die Kurse finden an 5 Abenden der Woche von 8 bis 10 Uhr unter Aufsicht fachkundiger Offiziere statt.

Die Luftpolizei verfügt augenblicklich über zwei Wasserflugstationen und vier Landeplätze, die amerikanischen Luftfahrern unentgeltlich, fremden unter gewissen Bedingungen offen stehen. Dort werden ständig Flugzeuge für dringende Fälle (Feuer u. dgl.) bereitgehalten.

Die Angehörigen der Luftpolizei, Offiziere und Mannschaften, erhalten keine Entschädigung. (»l'Air«, Paris, 5. Mai 1920.) ND. **20.**

Zunehmende Nachfrage nach Flugzeugen. Der Chicagoer Flugzeughändler George Brown hat bei der Curtiss-Gesellschaft 235 Flugzeuge (für rd. Doll. 1 Mill.) bestellt, nämlich einen »Eagle« für 8 Reisende (Doll. 40000), mehrere dreisitzige »Oriole« (je Doll. 9850), mehrere »Seagull«-Flugboote (je Doll. 12500). Die steigende Nachfrage bei allen Firmen ist wohl durch die vielerlei Luftfahrtveranstaltungen des Amerikanischen Aero-Clubs und der Luft-Liga zu erklären. Unter anderm hat die »Aeromarine Plane und Motor Co.« nach der Chicagoer Ausstellung Flugboote für über Doll. 2 Mill. verkauft. (»Aerial Age«, New York, 22. März 1920.) ND. **20.**

Luftverkehrs-Gesellschaften in Kolumbien (nach einem Bericht vom Februar):

Compania Columbiena de Aviacion, Sitz in Medellin.

Compania Columba-Alemana de Aviacion, Sitz in Barranquilla, will eine Luftlinie Barranquilla—Girardot einrichten und sie mit deutschen Fliegern und Flugzeugen betreiben. Gründungskapital Doll. 100000.

Aviacion Franco-Columbiana, Sitz in Paris, will mit französischen Gleitbooten den Magdalena befahren. Jedes Fahrzeug soll 20 Reisende und 0,5 t Güter befördern und 40 bis 50 km/h zurücklegen können; sie haben nur 100 mm Tiefgang und Luftschraubenantrieb. Durch Erwerbung der kolumbianischen Patente soll der Konkurrenz die Verwendung ähnlicher Fahrzeuge unmöglich gemacht werden. Das Kapital der Gesellschaft beträgt Frs. 600000.

Für den Verkehr auf der Strecke Baranquilla—Bogota dürften die drei Gesellschaften vorläufig ausreichen. Dagegen ist bisher keine der Einrichtung einer Luftlinie auf der nicht minder wichtigen Strecke Bogota—Buenaventura nähergetreten. (»Ind.- und Handels-Ztg.«, Berlin, Nr. 98, 8. Mai 1920.) ND. **19.**

Britisches Reich.

Das **„Aeronautical Research Committee"** empfiehlt:

1. den gegenwärtigen Luftfahrt-Beirat (»Advisory Committee for Aeronautics«) durch einen Forschungsausschuß (»Aeronautical Research Committee«), der mit dem Luftministerium eng zusammenhängt, zu ersetzen;
2. einen Lehrstuhl für Luftfahrt an der »Imperial College for Science« einzurichten.

Der Luftfahrt-Forschungsausschuß

1. richtet eine Beratungstelle für wissenschaftlich-technische Fragen des Baues und Betriebes von Luftfahrzeugen ein;
2. erledigt oder beaufsichtigt die Forschungsarbeiten, die ihm vom Luftministerium übergeben werden;
3. ist verantwortlich für den Luftfahrt-Erfindungsausschuß (»Air Inventions Committee«) und den Unfallausschuß (»Accidents Committee«);
4. fördert gemeinsam mit der »Imperial College« die Luftfahrtwissenschaft;
5. unterstützt die Luftfahrtindustrie im Lande durch wissenschaftlichen Rat;
6. legt dem Luftamt einen Kostenanschlag für das kommende Jahr vor und verwaltet die Summen, die dem Luftamt zugewiesen werden;
7. berichtet dem Luftamt in bestimmten Zeiträumen.

(»The Times«, London, 5. Mai 1920.) ND. **20.**

Selbsttätige Sender für Flugzeuge. Auf der Luftfahrtausstellung in Olympia (Juli 1920) sollen zwei drahtlose Bordanlagen gezeigt werden. Eine, für Handelsflugzeuge, besteht aus einem Aluminiumkasten von etwa 150 × 150 mm, der vorne eine Platte mit drei Reihen verschiedener Meldungen trägt. Rechts ist ein Handgriff. Ein Stöpsel mit Führung wird in die Klinke der gewünschten Meldung gesteckt, der Handgriff niedergedrückt und langsam zur Normalstellung zurückgedreht. Dadurch wird ein Code-Signal in Morseschrift gegeben, das die Meldung mit dem Rufzeichen des Flugzeuges und die Wiederholung enthält. Dieser selbsttätige Sender erlaubt also Signale für fast alle Lagen und kann vom Führer selbst betätigt werden.

Der zweite Apparat ist hauptsächlich für Artillerieflieger gedacht; in Verbindung mit Photographie oder Karte, die an dem Instrument befestigt ist, können Beobachtungen über das Feuer zu den Geschützen gemeldet werden. (»The Times«, London, ?. April 1920.) ND. **19.**

Eine **neue Luftschraubenbauart** nach dem Turbinenprinzip hat ein australischer Ingenieur erfunden. Beide Flügel sind mit gestaffelten Flossenansätzen versehen, die ein Verdrehen des Blattes verhindern sollen.

Bei Werkstattversuchen war für eine bestimmte Drehzahl die Strahlgeschwindigkeit um zwei Drittel größer als bei gewöhnlichen Schrauben. Diese Turbinenflossen können an jeder Schraube mit einer einfachen Metallvorrichtung angebracht werden. (»The Times«, London, 1. Mai 1920.) ND. **19.**

Deutschland.

Im Haushalt des Reichsverkehrsministeriums werden 15000 M. als Beitrag zu den Unterhaltungskosten der **Aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen** gefordert, die für die Entwicklung der deutschen Luftfahrt und die Erhaltung der Aussichten für gewinnbringenden Wettbewerb auf dem Weltmarkte von größter Bedeutung ist. (»Illustr. Flug-Welt«, Leipzig, 12. Mai 1920.)

Für Unterhaltungskosten der Versuchsanstalt Göttingen sind M. 60000 eingesetzt. Die vorstehenden M. 15000 sind nur der Not-Etat für das erste Vierteljahr. (Sonderbericht.) ND. **20**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugberechnung. Die größten Flugweiten und Fluggeschwindigkeiten. (Les plus grandes distances franchissables par les avions et les plus grandes vitesses réalisables.) Wie weit könnte man heute im äußersten Falle bei ruhiger Luft fliegen? 6000 km sind möglich, 7000 km aber zweifelhaft.

Die höchste Fluggeschwindigkeit ist bei den heutigen Motoren, mit denen man 5 kg auf 1 PS fortschaffen kann, 463 km/h; ohne die Gefahr der Abflüge und der Landungen könnte man technisch sehr wohl Sadi-Lecointes Rekord von 276 km/h überschreiten; freilich nur mit übermäßiger Flächenbelastung. Diese riesigen Geschwindigkeiten lassen sich aber nur in sehr großen Höhen und nur mit Turbogebläsen erreichen. — Mitteilung in der Akademie der Wissenschaften von A. Rateau. Le Génie Civil, Bd. 76, 28. Februar 1920, S. 240 (½ Sp., o. Abb.). Hr. **2101.**

Flugberechnung. Die Stabilität von Flugzeugen wird nach dem Vorschlag des Luftbeirats mit drei Koordinatensystemen untersucht: Eins, in dem sich der Tragflügel zur Zeit t befindet, ein zweites, in dem er zur Zeit $t + dt$ ist, ein drittes mit demselben Anfangspunkt und dem Flügel fest verbunden, jedoch verdreht. Daraus läßt sich die Bewegungsgleichung ohne allzu großen Aufwand an Mathematik ableiten. Bei der Berechnung der Luftkräfte ist zu beachten, daß der Schraubenstrahl erhöhte Geschwindigkeit hat. Die Beiwerte der Höhenflosse aus Modellversuchen müssen mit 0,8 bei Zugschrauben- und mit 0,6 bei Druckschraubenflugzeugen multipliziert werden. Aus der Theorie der kleinsten Schwingungen läßt sich die Dämpfung durch das Leitwerk errechnen. — O. Glauert, Aircraft Engineering, Bd. 1, Januar/März 1920, S. 25/26, 41/42, 108/110 (20 Sp., 3 Abb.). Hr. **2102.**

Flugzeugbau. Neuere Fortschritte der amerikanischen Flugtechnik. Der Libertymotor ist im allgemeinen ganz zufriedenstellend, er hält aber nur 40 h Vollbetrieb aus und läuft nur bei sorgfältiger Überwachung der Erschütterungen 100 h ohne Überholen. Der Hispano-Suiza hat sich gut bewährt, auch der überverdichtende Motor. Doch hat 160 PS-Mercedes mit niedriger Verdichtung ein »wunderbares« Ergebnis geliefert. Kein Ersatzteil wurde benötigt; nur unbedeutende Nachstellungen an Zündmagneten, Düsen und Zündkerzen waren erforderlich. (Im Anschluß an die Luftfahrtausstellung in New York.) — Mechanical Engineering, Bd. 42, April 1920, S. 253/254 (1 Sp., o. Abb.). Hr. **2003.**

Flugzeugberechnung. Die Arbeitsgleichung des Flugzeuges in skalarer Darstellung. Das Verfahren der Fluchtlinientafeln hat vor den üblichen Kurvendarstellungen den Vorteil, daß man die Zahl der Veränderlichen über drei hinaus vermehren bzw. einige Beiwerte veränderlich halten kann. Das zeigt auch die Anwendung auf die »Arbeitsgleichung des Flugzeuges« (Bendemann und Everling, ZFM 1914), die aus der Leistungsbilanz des wagerechten Flugs durch Zerlegen des Gewichts in seine Bestandteile gewonnen wurde. Es läßt sich damit für Stand- wie für Umlaufmotoren die Beziehung zwischen Ladung, Leistung, Geschwindigkeit, Gleitzahl, Wirkungsgrad, Anteil des Flugwerks am Gesamtgewicht, Flugdauer, Flugstrecke, Motor-Einheitsgewicht und -Einheitsbetriebstoffverbrauch durch einfaches Ziehen von geraden Linien aus einer Rechentafel mit 7 Geraden und 12 Teilungen, sowie einer Hilfstafel von drei Teilungen ermitteln. Die Möglichkeit, auch die Zahlenbeiwerte zu ändern, ist für den Konstrukteur besonders wertvoll. Fritz Gabriel, Der Motorwagen, Bd. 23, 10. Mai 1920, S. 216/222 (12 Sp., 5 Zeichnungen, darunter eine Rechentafel und eine Hilfstafel zum Fluchtlinienverfahren). E. **2106.**

Flugzeugberechnung. Die Durchbiegung von Holmen mit ungleichmäßig verteilter Last und veränderlichem Trägheitsmoment wird zeichnerisch ermittelt, indem man die Last in eine bequeme Anzahl Felder teilt. Für die in den Schwerpunkten wirkenden Kräfte werden Seileck und Momentendiagramm gezeichnet. Alsdann teilt man die den Grenzlinien der Lastfelder entsprechenden Ordinaten durch das zugehörende Trägheitsmoment. Dieser Quotient wird ähnlich der Lastverteilung graphisch dargestellt. Wieder zeichnet man für neue, im Schwerpunkt der Felder angreifende und dem Inhalt der entsprechenden Flächen gleiche Kräfte Seileck und Momentendiagramm. Die Ordinaten ergeben dann unter genauer Berücksichtigung der verschiedenen Maßstäbe und Polabstände sowie des Elastizitätsmoduls die Durchbiegung. — B. C. Boulton, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 15. März 1920, S. 17/19 (5½ Sp., 7 Abb.). Hn. **2107.**

Flugzeugbeschreibung. Ansaldo-Flugzeuge. Die Firma S. A. J. Gio Ansaldo & Co. hat im ganzen 5 Filialen (aufgekaufte Konkurrenzwerke). Es werden folgende Flugzeuge gebaut:

	Fläche m²	Motorleistung PS	Leergewicht t	Geschwindigkeit km/h
S. V. A.-Einsitzer	24,2	200	0,685	215
S. V. A.-Zweisitzer	26,9	200	0,730	210
A. M.-Wassereinsitzer	26,9	200	0,850	200
A. M.-Wasserzweisitzer	26,9	200	0,875	195
A 1-Einsitzer	21,2	220	0,615	225
A 3-Zweisitzer	38,0	300	0,910	200
A 5-Zweisitzer	30,0	290	10,820	212
A 5-Einsitzer	—	290	0,785	210
A 30-Zweisitzer	36,6	300	1,100	210

Aeronautics, Bd. 18, 15. April 1920, S. 318 (⅓ Sp., 1 Lichtb.) Hn. **2008.**

Flugzeugbeschreibung. Das Aéronavale-Großflugboot hat einen 250 PS-Salmson über dem Boot und zwei 150 PS-Hispano zwischen den Decken. Das 2 m breite und 2,9 m hohe Boot hat ein kleines, 1,8 m langes, 1,6 m breites und 1,9 m hohes Abteil für vier Reisende und 300 kg Post. Davor ein Führer. Geschwindigkeit 130 km/h.

Brennstoff für 4½ h	0,56 t
Nutzlast	0,60 bis 0,80 t
Leergewicht	2,85 t
Gesamtgewicht	4,30 t
Höhe	4,05 m
Länge	13,65 m
Spannweite, oben	21,04 m
» , unten	23,10 m
Flügeltiefe, oben	2,50 m
» , unten	2,80 m
Flügelabstand	2,50 m

L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. März 1920, S. 78/79 (3 Sp., 10 Abb.). Hn. **2010.**

Flugzeugbeschreibung. Martinsyde baut einen Kampfeinsitzer ohne Waffen als Sportflugzeug. Spannweite 9,4 m, Länge 7,8 m, Höhe 3 m, 280 PS-Rolls-Royce-Falcon, Brennstoff für 2½ h, Geschwindigkeit mit ⅔ Gas 167 km/h. Das Verkehrsflugzeug, Bauart A, ist 13,1 m breit, 8,2 m lang und 3 m hoch. Es wird mit Rolls-Royce-Eagle für Last- und mit Rolls-Royce-Falcon für Personenbeförderung gebaut. Geschwindigkeit mit ⅔ Gas 150 km/h. Das Personenflugzeug hat Sitzgelegenheit für fünf Reisende. Nutzlast ohne Brennstoff 0,84 t. Das Güterflugzeug trägt annähernd 1 t. In 1 min erreichbare Höhe 150 m. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 15. März 1920, S. 22 (1½ Sp., 1 Lichtb.). Hn. **2111.**

Flugzeugbeschreibung. Die Flugzeuge der Central Aircraft Company sind alle als Doppeldecker mit beiklappbaren Flügeln gebaut.

»Centaur 1A« ist ein einsitziges Kurierflugzeug mit 300 PS-Hispano, 76 bis 244 km/h Geschwindigkeitsbereich und 91 l/h Benzinverbrauch.

»Centaur 2A« stellt ein Verkehrsflugzeug mit zwei 320 PS-Beardmore und Abteil für acht Reisende dar; ein Führer; Geschwindigkeitsbereich 61 bis 152 km/h.

»Centaur 2B« ist »Centaur 2A« auf Schwimmern mit zwei 460 PS-Siddeley.

»Centaur 4« wird als 100 PS-Schnellflugzeug gebaut.

»Centaur 5« erscheint als 110 PS-Anzani-Landsportviersitzer. Geschwindigkeitsbereich 61 bis 122 km/h, Flugdauer 3 h, Benzinverbrauch 37 l/h.

»Centaur 5A« ist das zuletzt genannte Sportflugzeug mit einem zentralen Boot und Stützschwimmern an den Rumpf- und Flügelenden.

»Centaur 6« wird als Flugboot mit klappbarem Fahrgestell zum Niedergehen auf Land auf den Markt gebracht. 230 PS-Siddeley-Puma, Geschwindigkeitsbereich 69 bis 160 km/h, Brennstoffverbrauch 69 l/h, ein Führer, Abteil für drei Personen. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 15. März 1920, S. 20/22 (4½ Sp., 3 Abb.). Hn. **2112.**

Flugzeugfestigkeit. Beitrag zur Berechnung der Knickfestigkeit gerader Stäbe mit beliebig weiten Feldern. Auch bei der Annahme, daß die Längskraft nicht in die Richtung der elastischen Linie fällt, läßt sich die Knickbedingung gegenüber Zimmermann wesentlich vereinfachen, wenn man in die Dreimomentengleichung statt der Senkungen der »Stützen« (zwischen den »Öffnungen«) und der »Schnitte« (zwischen den »Feldern« innerhalb dieser Öffnungen) die Querkräfte einführt, die ihrerseits wieder aus den Stützensenkungen allein zu erhalten sind. Die Zahl der Unbekannten und der Gleichungen, und damit die Ordnung der Nennerdeterminante, wird so um die Anzahl der nicht beiderseits gestützten Felder vermindert.



An Beispielen zeigt sich, daß die Determinante in die Summe zweier Produkte von je zwei Unterdeterminanten zerlegt werden kann, und daraus folgt (im Gegensatz zu Zimmermann), daß bei gelenkiger Lagerung in der Stütze eine Öffnung die Knickgrenze erreichen kann, daß der Stab jedoch nur dann knickt, wenn auch alle anderen Öffnungen sich an dieser Grenze befinden. (Dabei sind die Abb. 5, 6, 7 bzw. mit 6, 7, 5 zu bezeichnen!)

Ein vollständig gestützter Stab knickt, wenn jede Öffnung für sich an der Grenze ist; dann sind die Stützenmomente Null. Stäbe mit zwei Öffnungen und gelenkiger Zwischenlagerung haben die gleichen Knickbedingungen wie die einzelnen Öffnungen.

Innerhalb der Proportionalitätsgrenze ist statt E der »Spannungsmodul« T einzusetzen. — Julius Ratzersdorfer, Der Flug, Bd. 1920, Januar/Februar und März/April, S. 3/7 und 26/28 (13 Sp., 7 Abb.). E. **2013.**

Lichtbildgerät. Der Fairshild-Reihenbildner wird in der amerikanischen Armee benutzt. Neu an ihm ist hauptsächlich ein aus fünf Stahlplatten und einer Spiralfeder bestehender Verschluß zwischen den Linsen. Er vermeidet die Verzerrungen, die der übliche Schlitzverschluß vor der Platte mit sich bringt. Belichtungszeit zwischen $^1/_{50}$ und $^1/_{140}$ s. Der Film wird durch einen Elektromotor (3000 U/min) gleichförmig bewegt. Kürzester Zwischenraum zwischen zwei Aufnahmen 8 s. Die Einstellung geschieht durch seitliche Hebel, kann aber auch durch Bowdenzüge aus einiger Entfernung gemacht werden. (Angaben über Brennweite, Lichtstärke usw. fehlen. Die beigegebenen Probeaufnahmen sind im Verhältnis zu deutschen Erzeugnissen sehr schlecht. Der Ber.) — Aerial Age Weekly, Bd. 10, 1. März 1920, S. 728 (3 Sp., 2 Abb.). Hn. **2121.**

Literatur. Der Luftfahrtbeirat hat seinen Bericht 1918/1919 veröffentlicht. Bearbeitet wurden: Versuche mit großen Flugzeugen, Unterschied zwischen Doppel- und Dreidecker, Spannungsverteilung, Einfluß des Seitenrisses, der Flügelenden und der Verbindungen (Einstellwinkeländerung), Gestalt, Abmessungen und Ausgleich der Querruder, Druckverteilung über die Flugzeugflügel.

Schraubentheorie, Verstellschrauben, Geschwindigkeitsverteilung im angesaugten und im Schraubenstrahl, Stabilität, verwickelte Bewegungen (Trudeln), aufzeichnende Geräte für die Längsstabilität bei Abnahmeflügen; aerodynamische Unterlagen für die statische Berechnung, neuartige Prüfverfahren an Stelle der Bruchbelastung.

Stirnwiderstand der Luftschiffe, wobei die Übertragung ins Große Schwierigkeit machte; Luftschiffe, Stabilität, Windschutz und Verankerung; Verbesserung der Fesselballone, Modelltankmessungen von Schwimmern und Flugbooten, Stabilität von Seeflugzeugen auf dem Wasser, Wasseranker für Luftschiffe. Untersuchung der Flugzeugmutterschiffe, vor allem der Luftströmung über das Landedeck; Lanchester hat für das Landen lange parallele Drahtseile vorgeschlagen.

Aluminiumzylinder und -kolben. Ursachen der Motorversager, Kühlung und Kühler; Leistungsabnahme mit zunehmender Höhe, Überverdichtung und Vorverdichter; leichte Legierungen: 1. geschmiedete, z. B. für Stahlluftschiffgerippe, 2. gegossene, z. B. für Motorteile; Vergütung durch Warmbehandeln, Änderung der Bestandteile, z. B. statt Aluminium Magnesium als Grundmetall, dünne Bleche statt Bespannstoffen.

Meteorologische Fragen, z. B. »Windschranke« an einer Küste, Einfluß der Wirbel auf Luftschiffe, Schutz der Fesselballone gegen Luftelektrizität.

Bespannstoffe und Lacke, Verschlechterung, z. B. Verlust der Gasdichtigkeit, in Tropen; Schutz vor dem Sonnenlicht durch Farbstoffe in der äußeren Gummischicht.

Im Laboratorium sind Windkanäle vorhanden: Einer von 0,9 m, zwei von 1,2 m und drei von 2,1 m, ein neuer von 2,1 × 4,3 m für große Flugzeugmodelle ist im Bau. Außerdem besitzt die Kgl. Flugzeugwerft einen 1,2 m- und einen 2,1 m-Windkanal, ein zweiter von 2,1 m ist im Bau. Dem Berichte selbst ist ein Anhang mit Einzelheiten und einer Reihe von Zahlentafeln beigegeben. — Flight, Bd. 12, 22. April 1920, S. 439/442 (2 Sp., 5 einspaltige Zahlentafeln mit wertvollen Angaben über die Leistungen britischer Flugzeuge, auch Wasserflugzeuge, Flugboote und Schiffsflugzeuge, sowie von vier unstarren und vier starren Luftschiffen). E. **2122.**

Luftschiffbau. Die Starrluftschiffe und ihre Entwicklung. Von den Hauptteilen, Gerippe, Kraftanlage und Stoffbespannung, hat vor allem das Gerippe wegen der äußeren Form Schwierigkeiten gezeigt. Bei der deutschen Klasse 33 betrug die Länge 8 Durchmesser, bei Klasse 23 des walzenförmigen Mittelteils wegen 10 Durchmesser. Der Stirnwiderstand ist zum kleinen Teil dem Querschnitt, zum größeren der Oberfläche proportional, das meiste, 60 bis 70 vH, rührt von den Anbauten her. Am geringsten wäre der Widerstand bei etwa 6 Durchmessern Länge. Ferner wird das Gerippe um so leichter, je plumper das Schiff. Für große Entfernungen sind also schlankere Formen zu wählen, für geringe Strecken gedrungene. Mit zunehmender Größe kann vor allem an der Maschinenanlage gespart werden; bei 57000 m³-Schiffen macht sie rd. $^1/_3$ des Gesamtgewichts aus; durch Vergrößern des Gasraumes auf das fünffache erhielte man hier nahezu doppelte Reichweite bei rd. fünffacher Ladung. Gute Stromlinienform ist in jedem Falle wertvoll. Mit der Gestalt des R 33, die vom deutschen L 33 entlehnt ist, kann unter 70000 m³ der Nutzlastanteil schon 0,6 betragen. Beim R 38 ist die Tragkraft durch bessere Stromlinienform um 6 t erhöht. Auch die »Bodensee« hat plumpe Form. Da das Gewicht der Maschinenanlage mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit wächst, darf man diese nicht zu hoch wählen. Doch sind z. B. für militärische Zwecke 120 km/h notwendig.

Unterhalb einer gewissen Geschwindigkeit, morgens und abends etwa 68 km/h, bei großen Schiffen weniger, kann man nicht fahren. Die theoretische wirtschaftliche Geschwindigkeit hängt vom Wind ab, bei Rückenwind wäre sie Null, bei Gegenwind durch eine einfache Formel zu werten. Die praktische wirtschaftliche Geschwindigkeit ist wegen der Wärmewirkungen höher, auch wegen der Möglichkeit, durch dynamischen Auftrieb eine Schicht mit günstigerem Wind zu halten. Für die Wertung der Luftschiffleistungen unterscheidet man: die Höchstgeschwindigkeit, die vorübergehend erreicht werden kann; die gewöhnliche volle Geschwindigkeit, = 90 vH der höchsten, die mit den heutigen Motoren längere Zeit gehalten werden kann; die Betriebsgeschwindigkeit, = 80 vH der höchsten, trägt etwaigen Motorversagern Rechnung; die Vergleichsgeschwindigkeit, = 68 km/h, für Schiffe verschiedener Größe, ist so niedrig gewählt, um die größte Fahrtstrecke und Fahrtdauer berechnen zu können. Der Kiel ist ins Innere verlegt und trägt Brennstoff wie Ballast, die nicht sämtlich an den Ringen aufgehängt werden können. Der Kiel ist daher als durchlaufender Träger auszubilden. Die Lasten sind so aufzuhängen, daß weder die Bewegung der Besatzung aus dem Schlafraum in den Eßraum oder auf die Stationen noch die Abgabe von Landeballast oder der Benzinverbrauch das Schiff vertrimmt. Die Flossen werden neuerdings kleiner gehalten. Die Klasse 33 hat trotz doppelten Rauminhalts größere Wendigkeit als Klasse 23 und läßt sich in Böen besser steuern. Die Flossenverspannung ist vereinfacht, die Dreieckflossen sind teilweise freitragend. Brennstoffverbrauch erleichtert, ebenso Bestrahlung; zwei Stunden nach Sonnenuntergang ist das Schiff am schwersten. Schnee, Regen oder Nebel sowie Wolkenschatten und wärmere Außenluft machen das Schiff schwerer. Ein Schiff im Gleichgewicht steigt entsprechend seiner Längsneigung, wie auf einer schiefen Ebene. Längsneigungen über 8° sind wegen zu großen Widerstands unerwünscht. Bei unausgeglichenen Schiffen ist der dynamische Auftrieb der Wurzel aus dem Gasraum proportional, verhältnismäßig gleiche Steig- oder Sinkkraft vorausgesetzt. Wenn ein dynamisch fahrendes zu schweres Schiff leichter wird, so wird es kopflastig und muß abwärts geneigt, aber mit Höhenruder fahren; es verliert sogar Höhe und steigt erst, wenn man die Geschwindigkeit mindert — und umgekehrt. Diese Unstabilität bestimmt die Flossengröße. In diesen Fällen muß ein Austrimmen durch Ballastverschiebung mit großer Vorsicht geschehen.

Durch Einbeulen der Außenhülle kann die Geschwindigkeit um 5 bis 6 km/h herabgesetzt werden, durch Flattern wird ihre Lebensdauer verkürzt. Stoffe, die sich bei Feuchtigkeit stark zusammenziehen, sind als Träger des Lackes geeignet, weil sie durch Feuchtigkeitswechsel nicht schlaff werden. Der Zelluloseazetatlack muß schlecht löslich sein; er muß möglichst gut am Stoff haften; doch kann ein Einpressen des Lackes in die Stoffasern deren Festigkeit vermindern. Das Innere der Außenhülle wird mit Paraffinwachs überzogen. Über den Lack wird zum Vermeiden von Wasseraufnahme Firnis gestrichen. Zerlegung der Hülle in eine gasdichte innere und eine strahlungsfeste äußere von geringem Widerstand ist besser als die Anordnung der Prallschiffe. Die Erhitzung des Gases im Sommer wird durch Zusatz von Aluminiumpulver zum Lack, und zwar auch zu den ersten Aufstrichen, bewirkt. Ein Firnisüberzug spiegelt die Strahlung auch zurück. Die nicht zurückgeworfene Strahlung muß von der äußeren Hülle aufgesogen werden, z. B. durch Beimischen von gelbem Ocker oder rotem Eisenoxyd zu den untersten Lackschichten. Ferner muß der Zwischenraum zwischen Hülle und Zellen gut belüftet werden, vor allem beim verankerten Schiff, wo der Fahrtwind fehlt, und am besten durch Luftöffnungen, die einen selbsttätigen senkrechten Strom gestatten. Die oberen Öffnungen werden vorteilhaft zugleich mit den Ventilen auf dem First des Schiffes verkleidet. Die Hülle besteht aus gemercertem Baumwollstoff und erhält die letzten Lackaufstriche nach dem Aufspannen, am besten durch Spritzen. Zum Beleuchten des Laufganges wird die unterste Hüllenbahn durchscheinend lackiert. In der Flucht der Luftschrauben muß die Hülle verstärkt werden, wegen der Störung durch den Schraubenstrahl (?) und durch abgeschleuderte Eisteilchen. Die Gaszelle besteht aus Baumwolle oder Seide, in England eine Lage, in die innen gefirnißte Goldschlägerhaut eingummiert ist. Gewicht 170 g/m². In Deutschland hat man leichtere Zellenstoffe aus zwei Lagen Goldschlägerhaut, die in Baumwolle oder japanische Seide eingeleimt sind, wohl der Gummiknappheit wegen. Die Goldschlägerhaut für eine Lage kostet bereits 400000 Pfund. In kurzem wird man aber einen



»leichten biegsamen Lack« auf einfachem Baumwollstoff verwenden. Die Gasdichtigkeit pflegt nach etwa zwei Jahren plötzlich abzunehmen. Bei größeren Luftschiffen sollte man zwei selbsttätige Ventile unten an jeder Zelle verwenden. Die Einstellung des Abblasedrucks ist wichtig, sie beträgt z. B. vorn 13, in der Mitte 9 bis 10 und hinten 16 mm WS. (?).

Zeppelin ordnet vorn eine Steuergondel mit Funkenbude und gleich dahinter eine Maschinengondel an, eine weitere hinten in der Mitte, dazwischen paarweise die Seitengondeln. In England hat man teilweise eine kleine Steuergondel vorn als Fortsatz des Kieles, die Maschinengondeln aber frei ausblasend in verschiedenen Mitteabständen paarweise. So übertrifft die Höhe den Durchmesser nur wenig, die Hallenhöhe wird verringert, der Wirkungsgrad der Schrauben erhöht. Die kleinen Gondeln und ihre Einzelteile müssen rasch ausgewechselt werden können. Zeppelin hängt die Gondeln an schwachen Streben zur Aufnahme des Schraubenschubes und Drähten zum Tragen des Gewichts auf. Die Engländer verwenden nur wenige Abstandstreben; das hält die Schwingungen ab, ist jedoch weniger sicher. Man kann den Schub ohne Widerstandsvermehrung auch von einem Aufbau der kleinen Motorgondel durch einen Draht aufnehmen lassen. Aufteilung der Motoranlage erhöht die Sicherheit, aber auch die Kopfzahl der Besatzung, verteilt die Lasten, gewährleistet besseren Schraubenwirkungsgrad. Die Hälfte der Motoren ist mit Rückwärtsgetrieben auszurüsten, obwohl sie zwei Drittel des Motors wiegen. Die Schrauben müssen ausgerückt mitlaufen, aber auch gebremst werden können. Der Kühler muß sich abdecken lassen, geringen Widerstand haben, auch beim Rückwärtslaufen der Schrauben noch kühlen, zugänglich und regelbar sein. Die Motoren müssen zuverlässig, sparsam, auch beim Drosseln, beständig mit $^9/_{10}$ Volleistung zu betreiben, langsam (800 bis 1400 Umdr/min), einfach, leicht zugänglich und ausdauernd sein. Reihenmotoren sind am geeignetsten, weil viel leichter zugänglich als V-Motoren. Stärkere Motoren geben bei unmittelbar getriebenen Schrauben schlechteren Wirkungsgrad, dafür sind Luftwiderstand und Einheitsgewicht geringer. Dampfmaschinen brauchen zu viel Brennstoff und Wasser, wären aber von der Luftdichte weniger abhängig, lassen sich umsteuern, sind geräuschlos usw. Der Brennstoff muß sich leicht fördern lassen und niedrigen Gefrierpunkt haben. Die Feuergefahr durch Benzin mit seinen schweren Dämpfen, auch bei Heliumfüllung, wird unterschätzt: Im Kriege sind acht englische Luftschiffe verbrannt, davon sechs durch Benzinbrand. Man müßte einen weniger flüchtigen Brennstoff haben. Für das Britische Reich sind Luftschiffe außerordentlich wichtig. (In der Aussprache zu diesem Vortrage vor der Kgl. Luftfahrtgesellschaft, vgl. auch den Vortrag von Cave-Brown-Cave 1919, wird auf die Notwendigkeit einer zuverlässigen Maschinenanlage hingewiesen.) — J. E. M. Pritchard, Aeronautics, Bd. 18, 12., 19. und 26. Februar 1920, S. 146/147, 164/167 und 182/184 (16 Sp., o. Abb., 3 Zahlentaf.). E. **2125.**

Luftschiffestigkeit. Verteilung der Biegespannungen in Starrluftschiffen (The distribution of bending stresses in a rigid airship). Unter der Annahme, daß die Ringe regelmäßige Vielecke bilden, und daß die Diagonalen zwischen je zwei Ringen gleiche Stärke haben, lassen sich die Kräfte in den Längsträgern infolge der Biegemomente aus der gewöhnlichen Biegeformel ermitteln. Die Kräfte ändern sich mit der Form der Querschnitte oder der Seitenlänge der Ringe oder dem Durchmesser der Diagonalen. Plötzliche Änderung in dem Diagonaldraht gibt, vor allem an den äußeren »Fasern«, große Kräfte in den Längsträgern. Steife Ringe zum Verhüten von Verdrehungen sind einzufügen. — E. H. Lewitt. Aeronautics, Bd. 18, 12. Februar 1920, S. 140/143 (7½ Sp., 8 Zeichnungen, Schaubilder der Kräfte usw., viele Formeln und 3 Zahlentaf.). E. **2016.**

Luftschraubenbeschreibung. Die Haw-Luftschraube hat eine Stahlnabe, an der seitlich je zwei Stahlstangen ansetzen. Sie nehmen die Kräfte auf. Die Luftschraubenform wird durch aufgestreifte Holzplatten hergestellt. Am Ende ist ein durch Muttern gehaltenes Aluminiumteil mit Sperrholzverkleidung. Vorteile: Fortfall der Nabenbolzen, leichtere Auswahl guten Holzes, Möglichkeit der Anwendung besserer Profile und bequeme Reparatur. Nachteile: Empfindlichkeit gegen Schußwirkung. — Pfeiffer, Automobil- und Flugverkehr, Bd. 2, 30. März und 30. April 1920, S. 431/436 und 468/469 (13½ Sp., 17 Abb.). Hn. **2127.**

Luftschraubenbeschreibung. Die Leitner-Watts-Metall-Luftschraube ist aus Stahl hergestellt. An der Nabe sind nach zwei Seiten zungenförmige Flansche, an die die Flügelhüllen angeschweißt sind. Innen befinden sich je drei Stege zwischen Ober- und Unterblech eingenietet. Je eins verbindet die Hülle mit der Nabe so, daß die Schweißnähte keine Kräfte aufnehmen. An der Ein- und Austrittskante Verbindung durch Schweißung. Große Schwierigkeiten machen Schwingungen, die auch bei der Bemessung der Stege zu berücksichtigen sind. Alle Teile müssen »aufeinander gleich abgestimmt sein«. Die Schrauben werden für 100 und 130 PS-Umlaufmotoren gebaut und zeigten keinerlei Anstände. Bei Holzluftschrauben nimmt das Gewicht mit der dritten Potenz des Durchmessers zu, bei Stahl nur mit der zweiten. (Weitere Gewichtsangaben und Zahlen über den Umfang der Verwendung fehlen.) — Aircraft Engineering, Bd. 1, April 1920, S. 97/99 (8 Sp., 3 Abb.). Hn. **2128.**

Luftschraubenversuche. Prüfungen an sechzehn Schraubenmodellen, nämlich außer den Modellen des Berichts Nr. 14 sechs weiteren Flügelumrißformen, einem neuen Profil und einem weiteren Steigungsverhältnis, ergaben eine Berichtigung der früheren Messungen. Bei gleichem Fortschrittsgrad wachsen Schub und Drehmoment mit der Steigung. Breite Blätter geben geringeren Schub und kleinere Leistung als schmale bei niedrigen Schlupfwerten, schmale Blätter haben besseren Wirkungsgrad. Die Wölbung darf nicht zu groß sein. Über den Zusammenhang von Schub und Steigung mit dem Flügelumriß konnten keine allgemeinen Schlüsse gezogen werden. — W. F. Durand und E. P. Lesley. 30. Bericht des Landesbeirats für Luftfahrt, 1. Abschnitt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 27. April 1920, S. 377, Nr. 1067. E. **2129.**

Luftschraubenversuche. Prüfungen von rechts- und linksgängigen Schrauben hintereinander. Spiegelbildlich gleiche Schrauben vom Steigungsverhältnis 0,5, 0,7 und 0,9 ergaben im Windkanal, daß Flug- und Wirkungsgrad einer jeden abnimmt, wenn die andere Schub liefert, daß im gleichen Falle das Drehmoment der vorderen vermindert, das der hinteren dagegen, wenigstens für kleine Fortschrittsgrade, vermehrt wird, daß zwei Schrauben, um gleichen Schub zu geben oder bei gleichem Fortschrittsgrad gleiche Leistung aufzunehmen, dieselbe Steigung haben müssen, und daß sich der Gesamtwirkungsgrad nicht vermindert. (Diese Ergebnisse stehen zum Teil im Gegensatz zu den Messungen von Eiffel. D. Ber.) W. F. Durand und E. P. Lesley. 30. Bericht des Landesbeirats für Luftfahrt, 1. Teil, 3. Abschnitt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 27. April 1920, S. 377, Nr. 1068. E. **2130.**

Luftschraubenversuche. Prüfungen von Schraubenmodellen zum Bestimmen der Bremswirkung oder des negativen Schubes bei negativem Schlupf. Der »Bremswert«, gleich dem negativen Schubwert, ist bei schmalblättrigen Schrauben geringer, wächst mit dem Fortschrittsgrad bis zu einem Höchstwert und nimmt dann wieder ab. Die Ergebnisse stimmen mit der Theorie überein. — W. F. Durand und E. P. Lesley, 30. Bericht des Landesbeirats für Luftfahrt, 1. Teil, 4. Abschnitt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 27. April 1920, S. 377, Nr. 1069. E. **2131.**

Luftschraubenversuche. Schub im Stand und Leistungsprüfungen. 67 Schraubenmodelle wurden im Windkanal im ganzen möglichen Drehzahlbereich geprüft. Schub und Drehmoment, abhängig von der Umfangsgeschwindigkeit, waren nahezu gerade Linien, das Verhältnis Schub zu Leistung war umgekehrt proportional der Umfangsgeschwindigkeit. Bei kleiner Steigung war der Schub verhältnismäßig groß, bei kleinen Fortschrittsgraden überwogen die breitblättrigen, bei mittleren Umfangsgeschwindigkeiten die nicht gewölbten Profile. — W. F. Durand und E. P. Lesley, 30. Bericht des Landesbeirats für Luftfahrt, 1. Teil, 5. Abschnitt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 27. April 1920, S. 377, Nr. 1070. E. **2132.**

Motorzündung. Die Messung der Wärme eines Zündfunkens bei verschiedenen Zündvorrichtungen wurde mit Kalorimeter aus zwei annähernd gleichen hohlen kupfernen Bomben angestellt. Diese wurden in ruhender Luft an Hartgummistäben aufgehängt, und in einer ließ man die Zündfunken zwischen Elektroden aus Nickellegierung überspringen; die Erwärmung der Luft in dieser Bombe gegenüber der anderen wurde genau gemessen. Mit 15 verschiedenen Magnet- und einer Batteriezündung, bei verschiedenen Drehzahlen und unter den Betriebsbedingungen eines hoch verdichtenden Flugmotors, ergab sich die Energie des Zündfunkens zwischen 0,16 Joule (bei den kräftigeren Zündmagneten) und 0,03 Joule (bei der Batteriezündung), d. h. zwischen 0,000038 und 0,0000075 kcal.

Die Zündfähigkeit eines Funkens hängt aber von verschiedenen noch ungeklärten Einflüssen ab. Die Wärme des Funkens gibt nur eine Beurteilung der Leistungsfähigkeit der Zündvorrichtung und des Einflusses verschiedener Einzelheiten. In Wirklichkeit sind zum Zünden eines brennbaren Gasgemisches nur etwa 0,002 Joule erforderlich. Allerdings steigt wahrscheinlich der Energiebedarf, wenn Tropfen von Brennstoff durch den Zündfunken mitverdampft werden müssen.

Die Wärme des Zündfunkens wird nicht erhöht, wenn man einen Kondensator parallel schaltet oder die Länge der Funkenstrecke ändert, solange diese nicht so klein ist, daß der Zündfunken das Schließen des Unterbrechers überdauert. — Nach Bericht 56, im 5. Bd. des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 13. April 1920, S. 330 (½ Sp., o. Abb.). Hr. **2022.**

III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Zur Patentverlängerung.

Das Gesetz über die Patentverlängerung ist im Reichsanzeiger Nr. 93 vom 3. Mai 1920 veröffentlicht. Nachstehend folgen auszugsweise die wichtigsten Bestimmungen.

Artikel I: Verlängerung der Schutzrechte. Wenn ein Patent oder ein Gebrauchsmuster während des Krieges nicht in einer seiner wirtschaftlichen und technischen Bedeutung entsprechenden Weise hat ausgenutzt werden können, kann seine gesetzliche Dauer nach Maßgabe der folgenden Vorschriften verlängert werden.

§ 1. Unter der bezeichneten Voraussetzung wird die Dauer eines Patents oder die Schutzzeit eines Gebrauchsmusters auf Antrag des Inhabers derart verlängert, daß der Zeitraum vom 1. August 1914 bis einschließlich 31. Juli 1919, soweit er in die gesetzliche Dauer fällt, nicht auf sie angerechnet wird.

§ 2. Der Antrag ist bei Patenten oder Gebrauchsmustern, die zur Zeit des Inkrafttretens dieses Gesetzes erloschen sind, innerhalb einer Frist von zwei Monaten, im übrigen innerhalb einer solchen von sechs Monaten nach Inkrafttreten des Gesetzes beim Reichspatentamt einzureichen. Mit dem Antrag ist eine Gebühr von sechzig Mark an die Kasse des Reichspatentamts einzuzahlen; erfolgt die Zahlung nicht, so gilt der Antrag als nicht gestellt.

§ 3. Der Antrag muß die Angabe der die Verlängerung begründenden Tatsachen und die Mittel zu ihrer Glaubhaftmachung enthalten.

Aus § 4. Die Entscheidung über die Anträge wird beim Patentamt durch für jedes Fach besonders gebildete Ausschüsse getroffen.

Aus § 5. Die Entscheidung des Ausschusses ist endgültig. Die Verlängerung ist im Reichsanzeiger zu veröffentlichen.

§ 6 regelt die Gebührnisse.

§ 7. Wer vor dem 1. April 1920 die Erfindung, nachdem das Schutzrecht erloschen war, im Inland in Benutzung genommen oder wer vor diesem Tage im Inland die zur Benutzung erforderlichen Veranstaltungen getroffen hat, ist auch nach der Verlängerung berechtigt, die Erfindung für die Bedürfnisse seines eigenen Betriebs weiter zu benutzen. Das Weiterbenutzungsrecht kann nur mit dem Betriebe vererbt oder veräußert werden.

Wurden die im Abs. 1 bezeichneten Veranstaltungen getroffen, bevor das Schutzrecht erloschen war, so ist dem Patentinhaber eine angemessene Vergütung zu gewähren.

§ 8 regelt die Rechte aus Lizenzverträgen über Patente und Gebrauchsmuster, die im Zeitpunkt des Eintritts der Verlängerung noch nicht erloschen waren.

§ 9. Der Reichsminister der Justiz kann Bestimmungen zur Einführung dieses Gesetzes erlassen.

Artikel II. Wiedereinsetzung. Im § 2 Satz 1 der Verordnung, betreffend vorübergehende Erleichterungen auf dem Gebiete des Patent-, Gebrauchsmuster- und Warenzeichenrechts vom 10. September 1914 (Reichs-Gesetzbl. S. 403) werden hinter den Worten »durch den Kriegszustand« folgende Worte eingefügt:

»oder durch Naturereignisse oder andere unabwendbare Zufälle.«

Berlin, den 27. April 1920.

Ausführungsbestimmungen zu dem Gesetze, betreffend verlängerte Schutzdauer von Patenten und Gebrauchsmustern usw., vom 27. April 1920.

Vom 8. Mai 1920.

Auf Grund des Artikels I § 9 des Gesetzes, betreffend eine verlängerte Schutzdauer bei Patenten und Gebrauchsmustern sowie die Wiedereinsetzung in den vorigen Stand im Verfahren vor dem Reichspatentamt, vom 27. April 1920 (Reichs-Gesetzbl. S. 675) wird hierdurch bestimmt:

§ 1.

Der Präsident des Reichspatentamts trifft die Anordnungen zur Bildung der im § 4 des Gesetzes vorgesehenen Ausschüsse und regelt den Geschäftsgang.

§ 2.

Bei Patenten, die erloschen und nach gesetzlicher Vorschrift wieder in Kraft getreten sind, ist bis auf weiteres von der im § 15 der Verordnung zur Ausführung des Patentgesetzes usw. vom 11. Juli 1891 (Reichs-Gesetzbl. S. 349) vorgesehenen Benachrichtigung des Inhabers abzusehen.

§ 3.

Die Vorschrift des § 8 Abs. 5 des Patentgesetzes über die Zulässigkeit der Zahlung von Gebühren vor Eintritt der Fälligkeit bleibt bis auf weiteres außer Anwendung.

Berlin, den 8. Mai 1920.

Der Reichsminister der Justiz.
Dr. Blunck.

Deutschland.

Der Friedensvertrag von Versailles vom 28. Juni 1919 ist auszugsweise, soweit der gewerbliche Rechtsschutz in Frage kommt, im Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen vom 30. April 1920, Nr. 3/4, S. 34/47, veröffentlicht, und zwar mit dem französischen und englischen Text, da nur letztere nach der Bestimmung des Vertrags maßgebend sind.

Betriebs- und dienstliche Einzelerfindungen.

In einer vom Deutschen Verein für gewerblichen Rechtsschutz vor einiger Zeit veranstalteten Beratung über das Erfinderrecht der Angestellten, an der sich zahlreiche Verbände usw. beteiligten, hat sich nach einer Mitteilung des Patentanwalts Dipl.-Ing. H. Herzfeld eine Übereinstimmung aller Anwesenden in folgenden Grundsätzen ergeben:

»Betriebserfindungen als solche werden anerkannt; sie sind Eigentum des Arbeitgebers; eine Vergütung hierfür wird nicht gezahlt. Dienstliche Einzelerfindungen sollen dem Arbeitgeber gehören, doch soll eine Vergütung gezahlt werden. Wenn über die Frage, ob eine Erfindung der einen oder anderen Gruppe zugehört, oder über die Höhe der Vergütung Meinungsverschiedenheiten bestehen, soll ein Schiedsgericht entscheiden. Auch über die Art der Vergütung soll im Streitfall das Schiedsgericht entscheiden. Bei dienstlichen Einzelerfindungen hat der Erfinder das Recht auf Nennung seines Namens.« — Elektrotechnische Zeitschrift, Heft 17, 29. April 1920, S. 342.

Bekanntmachung, betr. die Verlängerung der Prioritätsfristen. Vom 2. März 1920.

Auf Grund des § 27 Abs. 2, 3 des Ausführungsgesetzes zum Friedensvertrage vom 31. August 1919 (Reichs-Gesetzbl. S. 1530) wird als der Zeitpunkt, mit dem im Sinne des § 1 der Bekanntmachung, betreffend die Verlängerung der im Artikel 4 der revidierten Pariser Übereinkunft zum Schutze des gewerblichen Eigentums vom 2. Juni 1911 vorgesehenen Prioritätsfristen, vom 7. Mai 1915 (Reichs-Gesetzbl. 1915, S. 272, 1916, S. 259) der Kriegszustand als beendet anzusehen ist, der 10. Januar 1920 bestimmt.

Berlin, den 2. März 1920.

Der Reichsminister der Justiz.
I. V.: Dr. Joel.

Reichs-Gesetzbl. 1920, Nr. 45, S. 280.

Zentralstelle für Angelegenheiten des gewerblichen Rechtsschutzes nach dem Friedensvertrag.

Die Handelskammer zu Dessau unterbreitete dem Deutschen Industrie- und Handelstag am 5. März die Eingabe der Firma, die sich mit der von der Handelskammer zu Frankfurt a. M. beantragten Einrichtung einer Zentralstelle für die Fragen des gewerblichen Rechtsschutzes, insbesondere der mit dem Friedensvertrag zusammenhängenden (S. 272), beschäftigt. Es wird ausgeführt, daß gerade die wichtigen im Friedensvertrage behandelten Fragen des gewerblichen Rechtsschutzes in Deutschland viel zu wenig oder doch zu spät eingehend geprüft worden sind. Schon bei Beratung des Friedensvertrages hat sich das Fehlen einer interessierten Vertretung bemerkbar gemacht. Der deutsche Verein für den Schutz des gewerblichen Eigentums hat zu wenig Mitglieder, um als Vertreter aller am gewerblichen Rechtsschutz beteiligten Kreise gelten zu können; daher auch im Dezember 1918 die Gründung des Ausschusses für Patentverlängerung (inzwischen Gesetz). Die von Frankfurt a. M. geführten Aufgaben der Zentralstelle lassen sich noch dahin erweitern, daß nicht nur die Friedensbedingungen für den gewerblichen Rechtsschutz beraten werden, sondern daß sie zu einer dauernden Einrichtung wird, eventuell im Anschluß an die unparteiische Geschäftsstelle des Vereins für den Schutz gewerblichen Eigentums. Bei der Wahl von Vertretern der Technik wird empfohlen, neben Vertretern der Behörden unmittelbar Vertreter der Großindustrie, der mittleren Industrie, der kleinen Industrie und des Handwerkes zu berufen sowie auch Vertreter der Anwaltschaft und der technischen Angestellten. Die Berufung der Zentralstellen sollte möglichst beschleunigt werden.

Die Handelskammer zu Dessau bemerkte zu diesen Ausführungen: »Wir halten die Ausführungen für beachtlich und möchten auch dafür eintreten, daß die Zentralstelle ihre Arbeiten nicht nur auf die Fragen des Friedensvertrages beschränkt, sondern alle Fragen des gewerblichen Rechtsschutzes behandelt. Bei der Zentralstelle wären selbstverständlich auch Vertreter des Deutschen Industrie- und Handelstags hinzuzuziehen.« — Handel und Gewerbe, Nr. 24, 27. März 1920, S. 340.



Amerika.

Das amerikanische Staatsdepartement hat vor längerer Zeit eine Erklärung über die Eigentumsrechte amerikanischer Staatsbürger in Deutschland abgegeben. »Iron Age« vom 14. August 1919 bringt eine amtliche Zusammenfassung der betreffenden Punkte vom Hilfs-Staatssekretär Breckinridge Long. Übersetzung davon in der Internationalen Industrie-Warte, 1. April 1920, Nr. 6/7, S. 103.

Dänemark.

Eine Zusatzakte vom 22. Dezember 1919 zum dänischen Patentgesetz ermächtigt den Handelsminister zur Festsetzung der Bedingungen, unter denen die dänischen Staatsbürgern gehörenden, seit dem 1. August 1914 wegen Nichtzahlung der Gebühren oder Nichtausübung verfallenen Patenten wieder hergestellt und bestehende Patente bis Ende des Jahres 1921 aus denselben Gründen nicht für nichtig erklärt werden können. Ferner sieht die Akte die Verlängerung der Dauer der in der Zeit vom 1. August 1914 bis 1. August 1919 bestandenen bzw. abgelaufenen Patente unter gewissen Bedingungen vor, ebenso eine Wiederaufnahme des Anmeldeverfahrens, sofern solches wegen Nichterledigung der patentamtlichen Verfügungen in der Zeit vom 1. August 1914 bis 31. Dezember 1919 abgeschlossen wurde. Durch Kgl. Verordnungen können die aus dem neuen Gesetz resultierenden Vergünstigungen unter der Voraussetzung der Gegenseitigkeit durch Staatsangehörige anderer Länder gewährt werden, die nach dem 1. August 1914 dänische Patente nachgesucht und erhalten haben.

Frankreich.

Nach dem »Temps« vom 27. Februar 1920 ist der Artikel 2 des Dekrets vom 15. Januar 1920, betreffend Anwendung der Artikel 300 und 310 des Urheberschutzgesetzes, wie folgt ergänzt worden:

»Übertragungen von Patenten und Lizenzen zwischen einem Franzosen und einem Deutschen sind unter Beifügung einer beglaubigten Abschrift des Vertrages innerhalb eines Monats bei dem »Office national de la propriété industrielle« anzumelden. — Internationale Industrie-Warte, 1. April 1920, Nr. 6/7, S. 109.

Neuer Erlaß, betr. Patentnutzung.

Der Artikel 2 des Erlasses vom 15. Januar 1920, betreffend die Anwendung der Verfügungen der Artikel 306 und 310 (Teil X, Abschnitt VII, industrielles Eigentum) des Friedensvertrages vom 28. Juni 1919) ist folgendermaßen ergänzt worden: »Jeder Vertrag über Abtretung oder Überlassung von Ausbeutungsrechten, der zustande gekommen ist und zustande kommen wird zwischen einer Einzelperson oder einer Gesellschaft, die ihre Industrie auf französischem Boden betreibt, einerseits und einem deutschen Staatsangehörigen anderseits, muß, soweit es sich um eines der in § 1 dieses Artikels erwähnten Patente handelt, bei Strafe der Nichtigkeitserklärung, im Verlauf eines Monats dem »Office national de la Propriété industrielle« angezeigt werden. Dieser Anzeige muß eine dem Vertrage genau gleichende beglaubigte Abschrift beiliegen. Die Bestimmung des § 4 des angezogenen Artikels wird gleichermaßen Anwendung finden auf Zahlungen und Zinsen, die auf Grund eines solchen Kontraktes durch die Nutznießer von Zessionen und Lizenzen zu zahlen sind.«

Erlaß vom 27. Januar 1920

bringt u. a.:

» Art. 6. Die durch Artikel 4 der zu Washington 1911 revidierten Pariser Übereinkunft vom 20. März 1883 vorgesehenen Prioritätsfristen, die am 1. August 1914 nicht zum Ablaufe gelangt waren und diejenigen, welche seit diesem Tage zu laufen begonnen haben, werden bis zum 31. Juli einschließlich verlängert. »Journal officiel«, 29. Januar 1920. Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen, 30. April 1920, Nr. 3/4, S. 58.

Elsaß-Lothringen.

Seit dem 10. Februar 1920 haben für Elsaß-Lothringen die französischen Gesetze und Bestimmungen, das geistige Eigentumsrecht betreffend, Geltung erlangt. Gewerbliche Schutztitel bleiben gemäß § 311 des Friedensvertrages solange in Kraft, wie dies nach den bisherigen deutschen Gesetzen der Fall sein würde. Dabei genießen die elsässischen, lothringischen und französischen Inhaber von deutschen Schutztiteln das Vorrecht, daß von ihnen kein Nachweis der Aufrechterhaltung ihrer Rechte in Deutschland verlangt wird. Diejenigen elsässischen und lothringischen Fabrikanten, welche vor dem 11. November 1918 Lizenzen auf französische Schutzrechte für Deutschland erworben haben, dürfen selbstverständlich ihre Waren weiter nach Deutschland ausführen, desgleichen innerhalb Elsaß-Lothringens vertreiben, jedoch nicht im übrigen Frankreich. Diese Lizenznehmer werden demnach in ihren Rechten nicht geschmälert. Der Geltungsbereich elsaß-lothringischer Warenzeichen wird auf ganz Frankreich erstreckt. — Internationale Industrie-Warte, 1. April 1920, Nr. 6/7, S. 109.

Großbritannien.

Im Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen vom 30. April 1920, S. 59, ist das »Patent- und Mustergesetz« (Patent and Designs Act) 1919 (betreffend Abänderung des Patent- und Mustergesetzes 1907) vom 23. Dezember 1919 veröffentlicht. Im § 6 Abs. 1 heißt es: Der die Dauer von Patenten begrenzende Zeitraum wird von 14 auf 16 Jahre verlängert, und demgemäß ist im Unterabschnitt 1 des Art. 17 des Hauptgesetzes an Stelle des Wortes »vierzehn« das Wort »sechzehn« zu setzen.

Spanien.

Verlängerung der Ausnahmebestimmungen für Patentfristen.

»Die durch die königlichen Verordnungen vom 23. September 1914 und 25. Februar 1916 (Verlängerung der Prioritätsfrist für Patente) auf dem Gebiete des gewerblichen Urheberrechts geschaffenen Ausnahmebestimmungen, welche durch Dekret vom 16. September 1919 zum 31. März 1920 aufgehoben wurden, sind neuerdings durch ein Dekret vom 29. März bis zum 15. Juli 1920 verlängert worden. Es kann also die Einzahlung von Jahrestaxen zwecks Aufrechterhaltung von spanischen Patenten, Warenzeichen, Modellen (Gebrauchsmustern), sowie die Bewirkung von Ausübungsnachweisen für spanische Erfindungs- und Ausführungspatente noch bis zum 15. Juli ohne Zuschlagsgebühren erfolgen. Spanische Patentanmeldungen, die noch nachträglich unter Priorität bewirkt werden sollen (was geschehen kann, wenn die Priorität am 31. Juli 1914 noch nicht abgelaufen war), müssen ebenfalls spätestens bis zum 15. Juli 1920 erfolgen.« 23 Q. »Gaceta de Madrid« vom 30. März 1920.

Erteilte deutsche Patente.

77h, 5. 300049. Mehrdecker-Flugzeug. Rumpler-Werke G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. Zusatz zum Patent 300048. Patentiert im Deutschen Reiche vom 1. August 1914 ab. Längste Dauer: 27. Juni 1929.

Die Erfindung betrifft eine Verbesserung und weitere Ausgestaltung des Mehrdecker-Flugzeuges nach Patent 300048. Sie besteht in einer Einrichtung, die es ermöglichst, den Anstellwinkel der Tragdecke zu verändern, ohne weitgehende Verstellungen an den Flügeln oder deren Verspannungen vorzunehmen.

Patentansprüche:

1. Mehrdecker-Flugzeug nach Patent 300048, dadurch gekennzeichnet, daß die an den entgegengesetzten Enden der Tragdecke angreifenden Stangen mit den Druckstreben der die beiden Tragdecke verbindenden Trägerkonstruktion verstellbar verbunden sind, so daß durch Verschieben der Stangen der Anstellwinkel der Tragdecke in gleichem oder verschiedenem Sinne und Maße geändert werden kann.

2. Mehrdecker-Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Stangen, mit oder ohne Einrichtung zur Verstellung des Anstellwinkels, nicht an den Mitten der Druckstreben, sondern mehr nach den Enden zu angreifen, um das Übertragen von Biegungsmomenten auf die Druckstreben vollständig oder nahezu vollständig zu vermeiden.

77h, 2. 298938. Vorrichtung zur Fesselung von Prallluftschiffen. Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H. in Berlin. Patentiert im Deutschen Reiche vom 16. April 1915 ab.

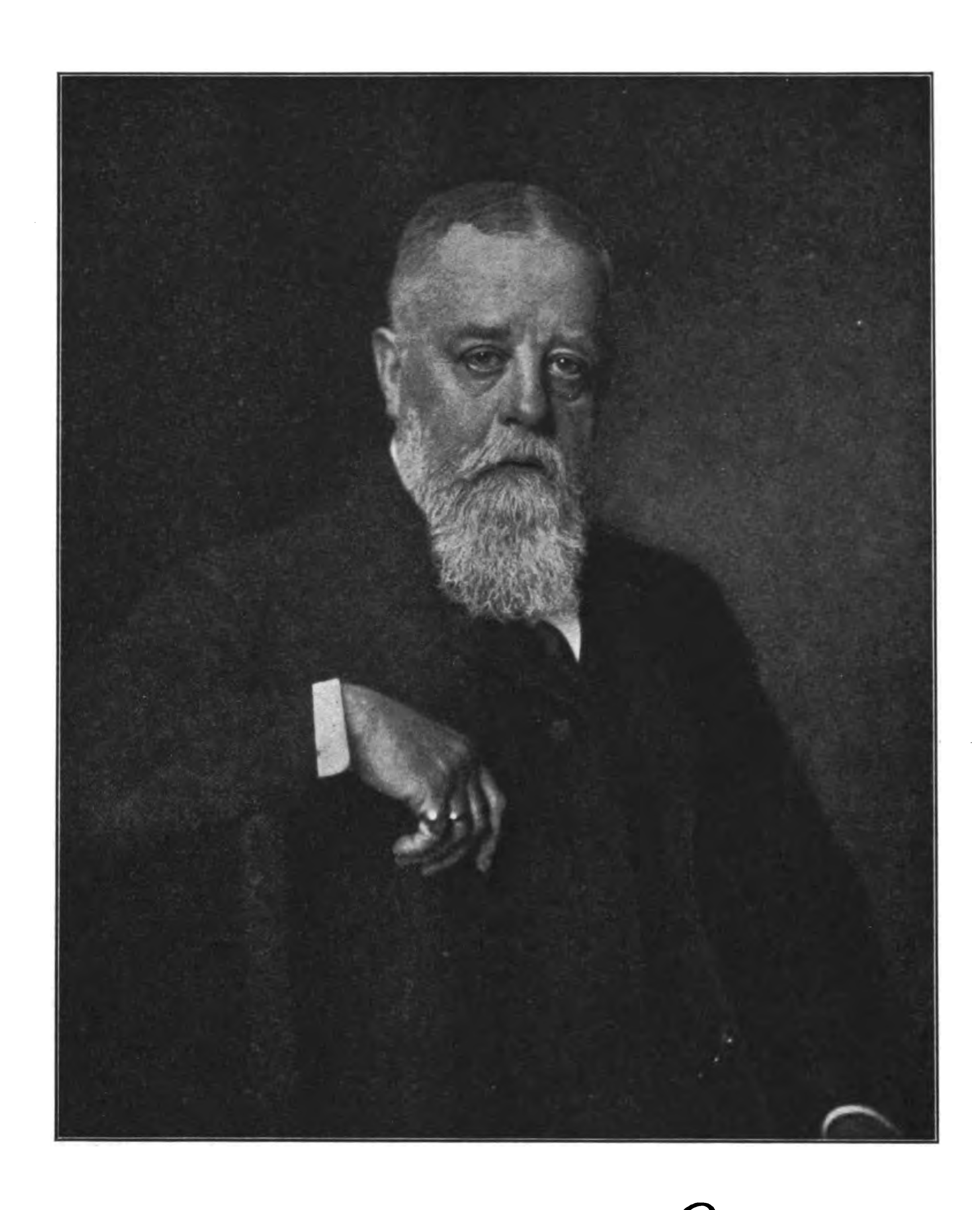
Die Erfindung betrifft eine Vorrichtung zur Fesselung von Pralluftschiffen, die dadurch gekennzeichnet ist, daß das Ankerseil unter Gabelung an zwei seitlich gelegenen Punkten der Spitze des Luftschiffes angreift, welche die Knotenpunkte einer Mehrzahl von Gurten bilden, die, in an der Hülle festgeklebten bzw. festgenähten Schlauchhüllen lose geführt, in Bögen von nach hinten zunehmendem Krümmungshalbmesser über die obere und untere Hälfte der Spitze des Tragkörpers verlaufen. Hierdurch soll eine gute Verteilung des Zuges auf die ganze Oberfläche der Hülle des Tragkörpers bewirkt werden. Gegenüber der bekannten Fesselung von Pralluftschiffen, insbesondere auch in der Form, daß an der Spitze des Luftschiffes ein ringförmiger Gurt in Verbindung mit einer Verstärkungskappe und einem Seilkegel angewendet wird, zeichnet sich die vorliegende neue Art der Fesselung durch erheblich größere Leichtigkeit und Vermeidung von Seilverzweigungen aus.

Patentanspruch:

Vorrichtung zur Fesselung von Pralluftschiffen, dadurch gekennzeichnet, daß das Ankerseil unter Gabelung an zwei seitlich gelegenen Punkten der Spitze des Luftschiffes angreift, welche die Knotenpunkte einer Mehrzahl von Gurten bilden, die, in an der Hülle festgeklebten oder festgenähten Schlauchhüllen lose geführt, in Kurven mit nach hinten zunehmendem Krümmungshalbmesser über die obere und untere Hälfte der Spitze des Tragkörpers verlaufen.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.





Dr. phil. h. c. Dr.-ing. e. h. von Böttinger.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 30. Juni 1920 Heft 12

H. Th. v. Böttinger †.

Am 9. Juni d. Js. ist nach kurzer Krankheit überraschend schnell Herr Geheimer Regierungsrat Dr. phil. h. c. und Dr.-Ing. E. h. Henry Th. v. Böttinger, unser erster Vorsitzender seit der Gründung der Gesellschaft und unser erstes Ehrenmitglied, im Alter von fast 72 Jahren verschieden.

Er war ein Mann von ungewöhnlicher Schaffenskraft und Schaffensfreudigkeit. Nachdem er die besten Jahre seines Lebens der Leitung der großen Elberfelder Farbwerke vormals Bayer & Co. gewidmet hatte und sich das Recht erworben, nun in Ruhe ein otium cum dignitate zu genießen, hatte er statt dessen das Bedürfnis, sich immer neue Wirkungskreise zu suchen und durch Beratung und Mitwirkung an den verschiedensten Ausschüssen usw. dem Vaterland weiterhin nützlich zu sein. Es kann hier nicht die Aufgabe sein, diese weit ausgedehnte Tätigkeit hier im einzelnen zu schildern. Wer mit ihm zusammenarbeiten durfte, mußte staunen, welche Tätigkeit er selbst als 70jähriger noch entfaltete. Ein Frühaufsteher, erledigte er in den ersten Morgenstunden eine umfangreiche Korrespondenz, konnte den ganzen Tag hindurch von einer Sitzung zur anderen gehen und dann am Abend sich in den Schlafwagen legen, um am nächsten Tage diese Tätigkeit in einem weit entfernten Orte fortzusetzen.

Ein besonderer vorbildlicher Zug war es, daß er große Freude daran hatte, wissenschaftliche Unternehmungen zu fördern, nicht nur durch Gewährung von Mitteln, sondern ganz besonders auch durch tätige Mitarbeit und Hilfe. Die Göttinger Vereinigung für angewandte Physik und Mathematik, die an der Wiege der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt Pate gestanden hat, ist zu einem großen Teil Böttingers Werk. Diese eigenartige, von dem berühmten Göttinger Mathematiker Felix Klein ersonnene Vereinigung von deutschen Industriellen und Göttinger Professoren der Mathematik und Naturwissenschaft hat sich zur Aufgabe gestellt, die damals fast verloren gegangene Fühlung zwischen der abstrakten Universitätswissenschaft und der schaffenden Technik durch Begründung von Instituten und Lehrstühlen für „angewandte Physik", „angewandte Mathematik" usw. wieder herzustellen, was in Göttingen in vorbildlicher Weise gelungen ist. Es ist hauptsächlich gelungen durch die tätige und begeisterte Mitarbeit v. Böttingers, der es verstand, eine größere Reihe von anderen Industriellen für die Idee zu gewinnen, und der selbst als lebenslänglicher erster Vorsitzender der „Göttinger Vereinigung" ungemein viel für sie getan hat. Seine moralische Unterstützung der Göttinger Idee ist dabei noch weit höher anzuschlagen als die finanzielle. Er scheute keinen Gang in dieses oder jenes Ministerium, wenn es galt für Göttingen etwas durchzusetzen.

Als später die „Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft zur Förderung der Wissenschaften" gegründet worden war und ihn zu ihrem Senator machte, war er für diese in ähnlicher Weise tätig.

Bei einer Tagung der Göttinger Vereinigung, im November 1911, war eine große Zahl von Sachverständigen des Flugwesens und der Flugwissenschaft nach Göttingen geladen worden, wo sich eine in jeder Richtung ungemein angeregte Aussprache über die verschiedensten Fragen entwickelte[1]). In dieser Versammlung, die bei den Teilnehmern großen Beifall fand, erhielt die Göttinger Vereinigung das Mandat, für das Zustandekommen weiterer derartiger Versammlungen den Boden vorzubereiten. So kam es unter Böttingers Führung gelegentlich der Eröffnung der allgemeinen Luftschiffahrtausstellung in Berlin (Ala) zur Gründung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt". In gewohnter Weise hatte er diese Gründung durch Gänge zu den verschiedensten Behörden und hervorragenden Persönlichkeiten so vorbereitet, daß sie ein voller Erfolg war. Die Versammlung fand unter dem Vorsitz Seiner Kgl. Hoheit Heinrich Prinz von Preußen, der den Ehrenvorsitz der Gesellschaft annahm, am 3. April 1912 im Herrenhause statt. v. Böttinger wurde zum ersten Vorsitzenden gewählt und hat die geschäftliche Leitung der Gesellschaft, sowie das Schatzmeisteramt bis zur Hauptversammlung am 10. Dezember 1919 innegehabt, wo er seines hohen Alters wegen um Befreiung von diesem Amt bat. Er hat seine Umsicht und Tatkraft in dieser ganzen Zeit weiter in der an ihm bekannten Weise bewährt. Daß die Gesellschaft während des Krieges in der Entfaltung ihrer normalen Tätigkeit völlig behindert wurde, nachdem sie bis 1914 in höchst erfreulicher Weise aufgeblüht war, war wahrlich nicht seine Schuld.

In einer ganz anderen Weise hat er im Kriege zur Förderung der Luftfahrt beigetragen durch die lebhafte Unterstützung, die er dem Plane eines großen Neubaues der Modell-Versuchsanstalt in Göttingen hat angedeihen lassen. Er hatte schon im Frieden in seiner Eigenschaft als Senator der Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft dort für ein großes Forschungsinstitut für Aerodynamik agitiert gehabt und die ganze Angelegenheit bereits sehr weit gefördert, als der Krieg diese Pläne zu vertagen zwang. Um so lebhafter griff er sie wieder auf, als 1915 das Kriegsministerium Interesse für eine solche Anstalt zeigte. Seiner Tätigkeit — er ist vom Kriegsministerium zum Bauherrn der Anstalt und später von dem Kuratorium als Vorsitzender des Verwaltungsausschusses bestellt worden — verdankt die Anstalt ungemein viel, nicht nur daß er so manche Schwierigkeit in der Vorbereitungszeit beheben half, sondern auch während des Baues und des nachherigen Betriebes war er dem Leiter der Anstalt getreulich mit Rat und Tat zur Seite gestanden und hatte jederzeit für dessen Wünsche ein offenes Ohr und volles Verständnis.

In Würdigung seiner so vielseitigen Verdienste um die Luftfahrt hat die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt ihm bei seinem Ausscheiden aus dem Vorsitz die Ehrenmitgliedschaft angetragen. Noch vor kurzem zeigte er reges Interesse für die Arbeiten der Gesellschaft und sagte zu, bei den demnächstigen Beratungen im Gesamtvorstand gerne mitwirken zu wollen. Dazu ist es nun nicht mehr gekommen. Seinem Leben, das reich war an Arbeit und reich an Erfolg, hat nun der Tod ein Ziel gesetzt.

11. 6. 20. Für die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt: L. Prandtl.

[1]) Vgl. den im Verlag von R. Oldenbourg erschienenen Bericht dieser Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft. Die wissenschaftlichen Vorträge sind in der Ztschr. f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt 1912 abgedruckt.



Energiemessungen durch Steig- und Gleitflüge.

Nach einem Vortrag auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der WGL am 16. April 1920 von Georg König.

Auf jedem technischen Gebiete wird der durch Neukonstruktionen sichtbare Fortschritt um so schneller erfolgen, je schneller die Konstrukteure in die Lage kommen, die Gesetzmäßigkeiten und die jeweils vorherrschenden Einflüsse kennenzulernen. Man wird und muß also auf die Versuchsmethode größten Wert legen; deshalb soll im nachstehenden über eine in der Praxis bewährte Methode berichtet werden.

Sie stützt sich auf die Tatsache, daß dem Konstrukteur die Fluggeschwindigkeit als eine Urvariable erscheint, von der alles, alles andere abhängt. Will man also die Energiefrage klären, so wird man deshalb die in der Bahnrichtung tätigen Kräfte als Funktionen der Fluggeschwindigkeit ansehen und als solche jedem Denkvorgang zugrundelegen. Bedenkt man noch, daß es zweierlei Kräfte gibt, erstens die vom Propeller erzeugten und zweitens die vom Flugzeug benötigten, so kann man durch Gegenüberstellung dieser beiden Kräftefunktionen sich ein treffliches und anschauliches Bild über die Energiefrage verschaffen, das noch den Vorzug genießt, daß es durch Steig- und Gleitflüge während des Fluges unmittelbar mit der Praxis in Übereinstimmung gebracht werden kann. Dieses Bild ist von mir Zugkraftdiagramm genannt und erstmalig im Jahre 1911 veröffentlicht worden.

Die späteren Veröffentlichungen in dieser Zeitschrift und in den TB haben gezeigt, daß man von »absolutem« Zugkraftdiagramm sprechen kann, wenn die Zugkräfte selbst aufgetragen werden, vom »relativen« Diagramm, wenn sie auf die Gewichtseinheit und vom »elementaren«, wenn die Geschwindigkeiten auf die Einheit der Flächenbelastung reduziert werden.

Der Kernpunkt dieser Diagrammtheorie gipfelt in der Bilanzgleichung, die in die klassisch schöne Form gebracht werden kann:

$$v_\tau = v_\varepsilon + v_\sigma.$$

Hierin ist der erste Wert v_τ jene Geschwindigkeit, mit der der Motor bzw. der Propeller das Flugzeug rechnungsmäßig senkrecht zu heben imstande wäre; der zweite Wert jene Geschwindigkeit, die es beim Gleiten als Fallkomponente annehmen würde, und der dritte die sekundliche Steigegeschwindigkeit. Auf dieser Gleichung beruhen die Steig- und Gleitflüge und ihre Heranziehung zur Energiemessung.

Durch die in den Zugkraftdiagrammen niedergelegten Darlegungen ist nun das Werkzeug geschaffen, um die im Fluge tätigen Kräfte zur anschaulichen Darstellung zu bringen, und zwar auch so, daß sie jederzeit klar und deutlich zum Bewußtsein kommen; damit kommen wir zum heutigen Hauptthema, zum Nachweise der freien Atmosphäre als Versuchsfeld, kurzum zu Meßflügen, die in erster Linie dazu bestimmt sind, Vorausberechnungen nachzuprüfen und dabei nach dem Vorbild des modernen Maschinenbaues eine systematische Fortbildung zu ermöglichen.

Zwei Meßinstrumente sind nötig, erstens ein Geschwindigkeitsmesser, der möglichst von der Luftdichte unabhängig sein sollte, zweitens ein Höhenschreiber, der möglichst genaue Ablesungen zuläßt und für dessen Umlaufszeit 20 bis 30 min genügen.

Beide Instrumente sollen natürlich keine zu große Trägheit besitzen, um auch die Übergänge zwischen den einzelnen Fluglagen genau angeben zu können.

Obwohl sehr geübte und flugsichere Führer sogar mittels der Stoppuhr sehr zuverlässige Messungen erfahrungsgemäß ausführen können, ist es doch ratsamer, schreibende Instrumente zu benutzen, um von der Feinfühligkeit und Zuverlässigkeit des Führers ganz unabhängig zu sein. Für genaue Messungen ist natürlich ein Temperaturschreiber unerläßlich, um über die Luftdichte genau Klarheit zu haben.

Ein derartiges Instrument ist von der AEG Flugzeugfabrik Hennigsdorf angefertigt worden. Da es Höhe, Geschwindigkeit und Temperatur zugleich aufschreibt, ist es Dreifachschreiber genannt worden. (Abb. 1 u. 2.) Das Flugzeug hat also nur nötig, nach einem bestimmten Plan auf- und niederzusteigen, wozu ein halbstündiger Flug ausreicht, und der Konstrukteur hat ein vom Dreifachschreiber geliefertes Kurvenblatt in der Hand, aus dem er in ca. 1stündiger Arbeit sein Zugkraftdiagramm errechnen und konstruieren kann.

Nun zum Meßflug selbst! Entsprechend den zwei Kurven des Zugkraftdiagramms wird man auch zweierlei Art Meßflüge unterscheiden: den Gleitflug und den Steigflug. Beiden

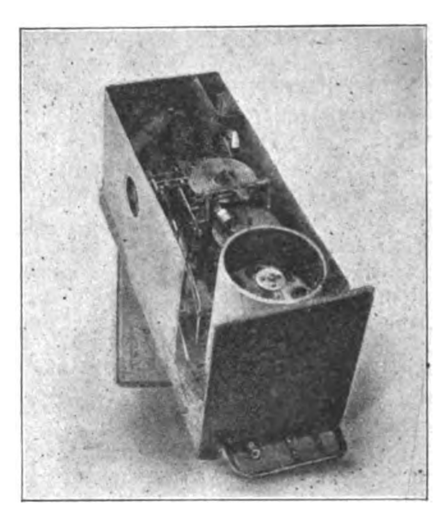


Abb. 1.

Flügen ist gemeinsam: erstens, daß man über eine längere Flugstrecke, z. B. über einen Höhenunterschied von 200 bis 300 m mit konstanter Geschwindigkeit fliegt und diese am Geschwindigkeitsmesser abliest, und zweitens, daß man am Höhenschreiber feststellt, wieviel Meter pro Sekunde das Flugzeug gestiegen oder gefallen ist. Damit wären nämlich die Bestandteile der letzten Bilanzgleichung, nämlich die Vertikalgeschwindigkeiten gefunden. Dividiert man diese beiden Werte noch durch die Fluggeschwindigkeit v, so hat man die Gleitziffer ε und die Steigziffer σ, also die Bestandteile des relativen Zugkraftdiagramms direkt gefunden, mühelos, ohne Umrechnungen ist der Konstrukteur in der Lage,



Abb. 2.

sich sein Urteil zu bilden, etwaigenfalls kann er den Flug wiederholen lassen, auch mit dieser oder jener Veränderung.

Hervorzuheben ist, daß bis jetzt eigentlich das Fluggewicht noch gar nicht bekannt zu sein braucht, und doch hat man schon eine brauchbare Kurve M des Flugzeugs gefunden, denn die ε-Werte sind unabhängig vom Gewicht, nur ihre zugehörige Geschwindigkeit wächst mit der halben Potenz



des Gewichtes. Das heißt also, daß der Mindestwert von ε, also der bei der Grundgeschwindigkeit, also ε_0, schon gefunden ist. Der Konstrukteur hat es also in der Hand, durch öfteres Nachprüfen der Zugkraftkurve M festzustellen, ob dieses Gleitzifferminimum ε_0, und damit die Güte der Maschine, unverändert geblieben ist. Als bisher besten Wert für ε_0 ist 0,1 gefunden worden, also als beste Gleitziffer 1 : 10, die häufig gehörten Erzählungen von besseren Gleitziffern sind also zweifellos Übertreibungen, denn die durch Versuche erhaltenen Zahlen standen in bester Übereinstimmung zueinander.

Will man also weiter aus diesem auf die Gewichtseinheit bezogenen Zugkraftdiagramm dasjenige mit den absoluten Werten erhalten, so muß man das Flugzeuggewicht einführen und die Gleit- und Steigziffern damit multiplizieren. Damit sind also beide Kurven gewonnen. Die Propellerkurve steht damit fest, kann gegebenenfalls anderweitig verwendet werden und muß sich mit Neumessungen immer wieder zur Deckung bringen lassen. Die Maschinenkurve dagegen ist ständigen Schwankungen unterworfen, steht eigentlich nie fest, besonders nicht bei Serienbau, sie lebt gewissermaßen und müßte ständig durch periodisch wiederkehrende Messungen überwacht werden, nur so wäre man imstande, den Serienbau in der Hand zu behalten.

Abb. 3 zeigt das Kurvenblatt des Dreifachschreibers für einen einfachen Probeflug, ausgeführt vom Piloten Charlett am 12. April 1918. Das Flugzeug AEG J II steigt im 100 km-Tempo auf 1100 m und erreicht in einem Gleitflug von 140 km wieder die Erde. Die Temperatur — der fast horizontale Strich — ist nur um wenige Grade gesunken. Das Steigen

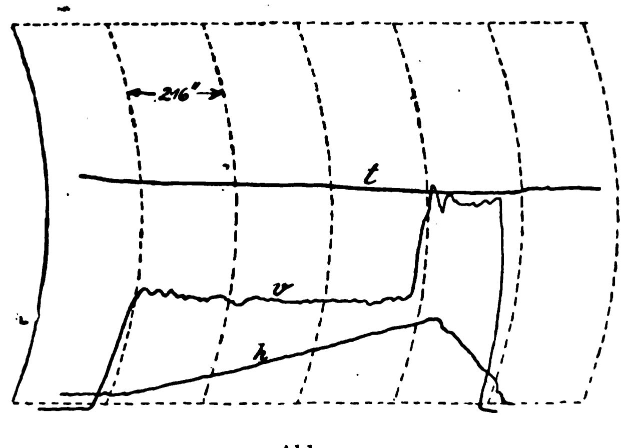


Abb. 3.

erfolgte mit 1,8 m pro Sek., also $v_0 = 1{,}8$, und da die Geschwindigkeit 100 km, also ca. 27,8 m pro Sek. betrug, so war $\sigma = 0{,}065$, also 6,5% des Eigengewichts waren als Zugkraft längs der Flugrichtung tätig, um die Steigleistung zu vollbringen. Das Gleiten erfolgte mit 5,5 m pro Sek. Fallen, also $v_\varepsilon = 5{,}5$ und mithin bei $v = 140$ km beträgt die Gleitziffer $\varepsilon = 0{,}14$, also rund 1 : 7.

Leider sind die Arbeiten am Dreifachschreiber nicht weitergediehen, da die Anforderungen der Kriegslieferungen keine genügende Zeit zu Versuchen ließen.

Die nachfolgend angegebenen Versuche sind deshalb alle mit primitiven Hilfsmitteln ausgeführt, sogar meistens mit Stoppuhr. Daß hierbei sehr zuverlässige und gleichmäßige Resultate erhalten worden, ist an Abb. 4 zu sehen, die das aufgenommene Diagramm eines B. II-Flugzeuges zeigt. Es wurde durch den Piloten Kanitz am 4. Februar 1915 mittels Stoppuhr aufgenommen. Die angekreuzten Punkte zeigen die Meßstellen, die sich ausgezeichnet in einem glatten Kurvenverlauf einfügen lassen. Die Zugkraft beträgt bei 70 km 146, bei 75 km 136, bei 80 km 135, bei 100 km 144 und bei 120 km 178 kg Zug. Da das Flugzeug auf 114 km-Horizontaltempo sich einstellte, so war dieser Punkt zugleich einer der Propellerkurve. Aus Steigflügen ergab sich bei 80 km 218 kg Zug, bei 85 km 212 kg, so daß somit die Propellerkurve festgelegt war und auch mit späteren Messungen übereingestimmt hat. Der Wirkungsgrad des Propellers betrug bei 80 km-Tempo nur 59 vH, bei 114 km 63,5 vH, das beste Gleitverhältnis lag bei 82 km und betrug 1 : 7,5, die Flächenbelastung 28 kg. Eine solche Figur müßte eigentlich von jeder Flugzeugtype vorliegen; erst durch Vergleich würde man herausfinden, wodurch die eine oder andere Type wirklich überlegen ist.

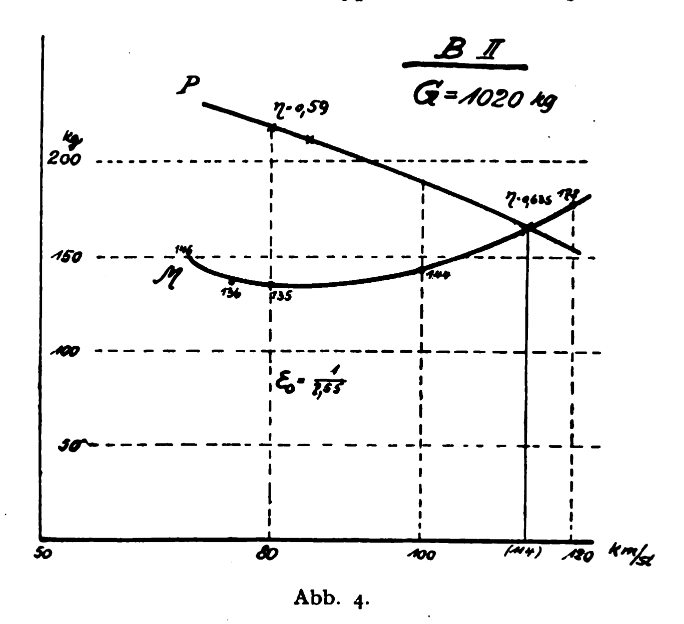


Abb. 4.

An Hand der Zugkraftkurven ist sehr anschaulich zu verfolgen, auf welch systematischem Wege der Fortschritt von C I auf C IV erzielt worden ist. Die Abb. 5 enthält die entsprechenden Kurven, die alle am fliegenden Flugzeug aufgenommen worden sind im Herbst 1915. Die beiden oberen Linien zeigen die gelieferte Propellerkraft an, die eine die vom 150 PS-Benz, die andere die vom 160 PS-Mercedes, man erkennt, daß bei 90 km Geschwindigkeit der Benzmotor ca. 280 kg Zug, der Mercedes 300 kg Zugkraft liefert. Fürs Steigen ist dieser Unterschied sehr bedeutend; bei höherer Geschwindigkeit, z. B. 150 km, liefern dagegen beide Motoren fast die gleiche Horizontalgeschwindigkeit; sie differieren nur um 4 km, also noch nicht um 3 vH. Die punktierte Zugkraftkurve gilt für die alte Type C I. Aus ihr ging durch Verkleinerung und Gewichtsverminderung C II hervor, deren Zugkraftkurve als oberste gezeichnet ist. Jetzt wurden nun andere Profile, tiefere Flächen u. dgl. eingebaut und damit die Typen C IIa, b, c geschaffen. Die Unterschiede gegenüber C II waren nicht sehr erheblich. Jetzt wurde das Flächensystem auf

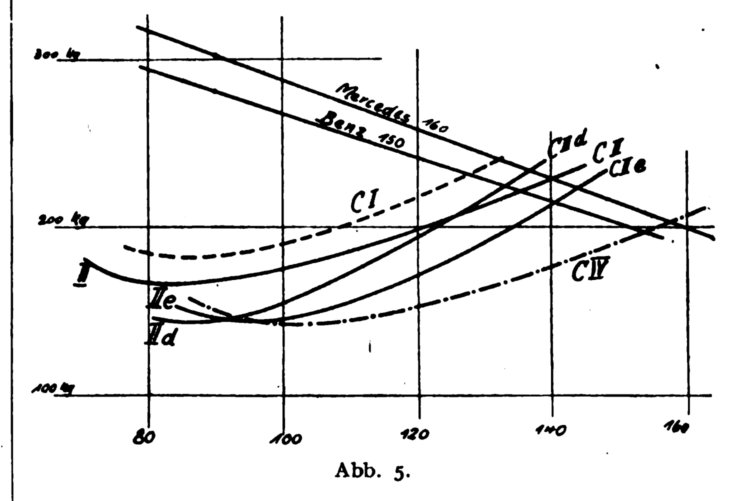


Abb. 5.

größere Spannweite gebracht und weniger tiefe Profile genommen; auch wurde das Mittelstück, der Baldachin, besonders ausgebildet; dadurch wurde eine wesentliche Verbesserung erzielt, die durch die Kurve C IId ausgedrückt wird. Der Nachteil bestand aber in zu geringer Horizontalgeschwindigkeit, die geringer war als bei C II. Jetzt wurde am Profil die Hinterkante ein wenig hochgezogen, auch die Vorderkante etwas vorteilhafter gestaltet, und so gelang es,

das Gleitzifferminimum beizubehalten, aber immerhin die Geschwindigkeit wesentlich zu steigern, wie aus der Kurve für C IIe hervorgeht. Jetzt erst wurden noch alle Teile auf Luftwiderstand neu durchkonstruiert, und das ergab die strichpunktierte Linie C IV, die in großem Abstande von der gewichtsgleichen Type C I die Mercedesmotorlinie bei 158 km schnitt, was auch später bei Serienlieferungen häufig nachgeprüft und bestätigt wurde.

Aber auch einzelne Fragen und Sorgen des Konstrukteurs lassen sich durch Gleitflugmessungen entscheiden. Durch eine peinliche Erfahrung, auf die ich später noch zurückkommen werde, haben wir die Wichtigkeit erkannt, die dem Mittelstück der oberen Tragfläche beizumessen ist. Wir haben aus demselben Grunde auch keine Tragflächenkühler eingebaut, sondern den allen bekannten Stirnkühler von Mercedes, vorn an der Stirnkante hängend, den Wasserkasten im Profil versteckt. Nach unseren früheren Erfahrungen war anzunehmen, daß die über die obere Tragfläche streichende Luftströmung durch den Kühler etwas zerrissen wird und eine schlechtere Gleitziffer liefert. Man konnte hoffen, daß eine bessere Unterbringung des Kühlers den Schaden verringern würde. Aussicht bot die Stellung II in Abb. 6, also ungefähr

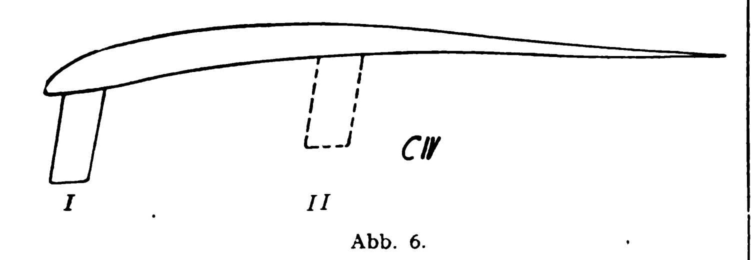


Abb. 6.

ein Drittel in der Flächentiefe. Die Gleitflugmessung brachte eine Besserung der Gleitziffer von 0,112 auf 0,109. Gemessen wurde sie nur in der Nähe der Grundgeschwindigkeit, also bei 105 km. Man könnte glauben, daß diese geringfügige Verbesserung nicht lohnend sei, aber dies ist ein Irrtum. Das Flugzeug durfte dafür schon um 30 bis 40 kg schwerer werden, und die Gleitziffer ist dieselbe geblieben und das Steigevermögen auch kaum vermindert. Durch die entschlossene Umlagerung des Kühlers von I nach II wurde erreicht, daß die nun etwas schwerere Serienlieferung die gleichen Steigzeiten hatte wie die Originalmaschine.

Den Bericht über die Reihe der im Fluge aufgenommenen Zugkraftkurven möchte ich mit einer besonders interessanten Mitteilung schließen. Bisher wurde stillschweigend vorausgesetzt, daß die im Gleitflug gemessene Gleitziffer auch beim Motorflug eintritt. Bei den mitgeteilten Messungen hat sich eigentlich eine befriedigende Übereinstimmung zwischen den verschiedenen Zahlen immer ergeben. Nur im Jahre 1915, bei einer Type B III, war eine solche beim besten Willen nicht zu erzielen. Die Type B III war aus B II hervorgegangen und war ca. 10 vH leichter, stieg aber trotz desselben Motors schlechter als die schwerere B II. Auch noch eine weitere Eigentümlichkeit wurde im Fluge bemerkt. Das Erlangen der Horizontalgeschwindigkeit, das Erreichen des Endzustandes, dauerte unverhältnismäßig lange. Es sah so aus, als wenn irgendein Wirbelzopf langsam abriß. Die Abb. 7 zeigt die Kurven, die mit diesem Flugzeug aufgenommen wurden. Zunächst ist oben die Motorlinie zu sehen, die von B II einfach übernommen wurde. Dann wurde aus der Zugkraftlinie von B II ein Sollwert, eine Sollinie, konstruiert, die als Linie I bezeichnet ist. Würde also B III sich ebenso verhalten wie B II, so mußte sich diese Linie einstellen.

Die erste Aufnahme ergab die Linie II; die Kreuzchen sind Meßpunkte, die sich sehr hübsch in den Kurvenzug einfügen. Es schien alles in Ordnung, und doch blieb das schlechte Steigen unaufgeklärt. Aufs Geratewohl wurde ein anderes, etwas flacheres Profil genommen, die zugehörige Kurve ist III, das schlechte Steigen blieb. Jetzt wurden die σ-Werte zur Kurve II hinzuaddiert, um zu sehen, wieviel Zugkraft verloren ging, das brachte die Kurve IV. Es ging also ganz enorm viel Kraft verloren, unbekannt wohin! Jetzt wurde umgekehrt gerechnet. Da doch die Propellerlinie gegeben und bekannt war, wurden die σ-Werte abgezogen und jene Linie V erhalten, die als die beim Motorfluge eintretende Zugkraftkurve anzusehen ist. Wir haben also zwei Linien für den Zugkraftbedarf, die eine für den Gleitflug, die andere für den Motorflug, dazwischen liegt ein Wirbelgebiet, das der Konstrukteur vermeiden muß. Im vorliegenden Falle wurde die Erklärung durch eine weitere interessante Beobachtung gefunden. Machte man nämlich die Gleitflüge mit total abgestelltem Motor, so daß er nur noch 300 bis 400 Touren machte, so ergab sich wirklich die beste Linie II; machte man aber die Gleitflüge mit beinahe ganz abgestelltem Motor, aber mit eingeschalteter Zündung, und so, daß er 200 Touren mehr machte als vorher, dann waren die Gleitziffern wesentlich schlechter und ergaben die Linie VI. Der Propellerluftstrom störte also das Strömungsbild besonders der oberen Tragfläche wesentlich; er bewirkte, daß die Strömung auf den beiden Hälften der oberen Fläche sich so einstellte, als wenn sie durch das Mittelstück nicht verbunden wären. Erst der Gleitflug stellte diese Verbindung wieder her und damit die guten Gleitziffern einer breiten Fläche. Konstruktiv waren die beiden Flächenhälften durch ein Mittelstück verbunden, das an der Hinterkante den bekannten Ausschnitt zum Darüberwegsehen hatte und vorn zur Unterbringung von Fallbenzin aufgewulstet war. Durch Höhersetzen des oberen Tragdecks um nur 130 mm und Einbau eines Mittelstückes mit demselben Profil wie links und rechts davon wurde diese Wirbelbildung beseitigt, und das erwartete gute Steigen trat sofort ein und brachte die heilsame Lehre, daß auf eine gute und richtige Verbindung der beiden Tragdeckhälften wohl geachtet werden muß, um nicht dem Propellerluftstrom Gelegenheit zu geben, die Strömung ganz oder teilweise zu spalten. Aus den gleichen Gründen haben wir Tragdeckkühler verworfen, was später durch Messungen im Göttinger Windkanal auch bestätigt wurde.

Offenbar liegt hier ein Schulbeispiel einer im ersten Anhieb mißratenen Type vor, wie das ja so häufig, vielleicht in nicht ganz so krassem Maße, der Fall ist.

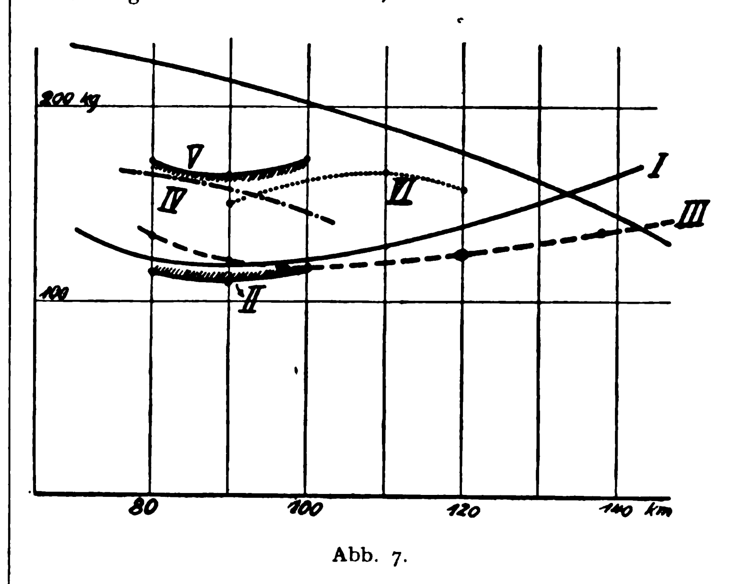


Abb. 7.

Zusammenfassend möchte ich nun noch darlegen, nach welchem Plane der Konstrukteur vorgehen muß, um bei Neukonstruktionen sich zu vergewissern, ob auch alles erwartungsgemäß zugeht. Die Abb. 8 wird ein solches Blatt auf dem Tische des Konstrukteurs anschaulich machen. Er wird sich zunächst die Propellerkurve hinzeichnen, entweder indem er sie einer vorhandenen zuverlässigen Messung entnimmt, oder auch indem er sich die Einzelwerte ausrechnet, was nicht so schwer ist, wie ich in einem demnächst erscheinenden Aufsatze gezeigt habe, oder auch, man kann die Ergebnisse der Meßnabe oder die eines anderen Prüfstandes benutzen. Dann wird er sich gewissermaßen als Sollwert die Zugkraftkurve konstruieren auf Grund vorhandener Messungen. Nach Fertigstellung der Type wird er durch Gleitflüge mit ganz abgestelltem Motor die Zugkraftkurve ermitteln und feststellen, wie weit sie von dem Sollwert abweicht. Durch Steigflüge wird er sich die jeweils überschüssigen Kräfte ermitteln,

und indem er sie von der Propellerkurve in Abzug bringt, findet er jene Kurve, die beim Motorflug in Funktion ist, und sieht aus der Größe des zwischen beiden Zugkraftkurven liegenden Gebietes, im Bilde schraffiert, ob ihm durch Wirbelung oder Störung der Strömung Kraft verloren geht.

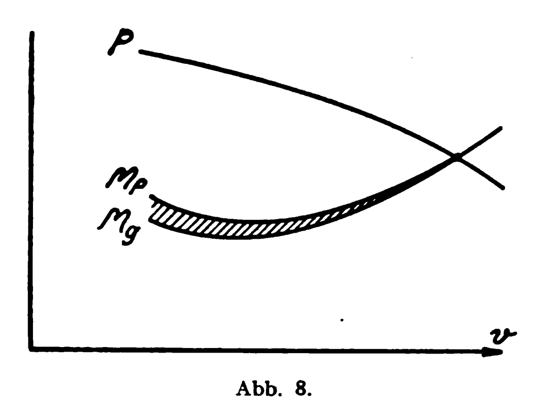


Abb. 8.

Bedenkt man nun, daß ein Meßflug sich folgendermaßen abspielen wird: Das Flugzeug steigt im 100 km-Tempo auf 300 m, gleitet mit gleicher Geschwindigkeit auf 100 m, steigt jetzt mit 120 km wieder auf 300, gleitet wieder mit 120, steigt mit 140, gleitet mit 140, steigt mit 160, gleitet mit 160, so wird mit ca. 4 Paar Messungen der Meßflug in einer halben Stunde beendet sein. Bedenkt man also die Einfachheit der Messung, so wird man dieser Methode eine große Anwendung voraussagen können. Sie wird späterhin auch einen Bestandteil der Typenprüfung bilden und vielleicht auch den Abnahmeprotokollen beigelegt werden.

Man wird deshalb diese Methode noch weiter verbessern und ihre Anwendbarkeit auf möglichst viele Fälle ausdehnen. Um z. B. den Einfluß der Flughöhe auf die Maschinenkurve zu ermitteln, haben wir vor 5 Jahren Gleitflüge in 3000 m Höhe ausgeführt. Sie ergaben keine von der Erwartung abweichenden Resultate. Ferner kann man auch den Einfluß des Wetters mittels der gleichen Methode untersuchen: sollte es sich herausstellen, daß unter sonst gleichen Verhältnissen die gewonnenen Maschinenkurven sich nicht decken, so kann auf Vertikalströmungen geschlossen werden, die nach örtlichen, zeitlichen und meteorologischen Gesichtspunkten geordnet sein können. Auch treten durch die Schwanzflächen, Steuerstellungen einige zusätzliche Verluste auf. Meistens kann man diese vernachlässigen, da es sich ja immer nur um relative Werte handelt; sollte dies nicht mehr der Fall sein, so würde man durch Spezialkonstruktionen der Steuereinrichtungen diese Fehler verringern können.

Im Hinblick auf diese Meßmethode möchte ich noch zum Schluß auf unsere wichtigste Aufgabe in der Flugtechnik hinweisen: nämlich auf die Profilverbesserung. Zurzeit glaubt man aus den vielen Profilmessungen schließen zu müssen, daß es unmöglich sei, durch eine andere Form geringere Schwebeverluste zu erzielen, mag wahr sein, denn es wird ja nur dadurch bewiesen, daß der zur Verbesserung eingeschlagene Weg der falsche ist. Auch der von Herrn Professor Junkers gewählte Weg: »verspannungslos« hat eigentlich nur gezeigt, daß es bei dem jetzigen Stande der Profilformen mit gutem Erfolg möglich ist, die durch die Flächenverspannung erzeugten Luftwiderstände ins Profil hineinzunehmen und hierbei noch etwas zu sparen. Ob das späterhin immer so bleiben wird, bleibt abzuwarten, denn für die Entwicklung und Verbesserung der Profile ist es entschieden vorteilhafter, von konstruktiven Nebenbedingungen vollständig frei zu sein. Die zukünftige Entwicklung der Profilformen wird die Umrisse vorläufig unverändert lassen und versuchen müssen, auf die Verluste direkt einzuwirken, z. B. indem man vielleicht die Außenflächen besonders behandelt und gestaltet.

Bei diesen Versuchen dürfte die heute hier gezeigte Meßmethode außerordentliche Dienste leisten, weshalb hiermit zu weiterer Ausbildung ermuntert wird.

Zum Schluß möchte ich nicht versäumen, auszusprechen, daß mir die Ausbildung dieser Methode nur Dank der sehr energischen direkten Förderung durch Herrn Direktor Baßler von der AEG Flugzeugfabrik Hennigsdorf möglich gewesen ist.

Studien zur Entwicklung der Luftfahrzeuge

unter besonderer Berücksichtigung der Zeppelin-Luftschiffe

Von P. Jaray.

(Schluß.)

Der Vergleich der Zahlen 7,7 und 63,7 gibt erst das richtige Bild von der Entwicklung der Luftschiffe in aerodynamischer Hinsicht.

Wenn dabei bisher nur von den Zeppelin-Luftschiffen die Rede war, so hat das seinen Grund darin, daß die Zahlen, die sich aus den Luftschiffen der anderen Werften errechnen lassen, zum Teil bedeutend niedriger liegen; so erreichen die anderen deutschen Luftschiffe für $\left(\frac{\eta}{\zeta}\right)$ bisher nur 40 (Prall-) bzw. 45 (Starr-), während das beste englische Luftschiff (R 33/34) als aerodynamische Kennzahl etwa 41 besitzt. Der Wert $\left(\frac{\eta}{\psi}\right)$, der für Vergleiche mit den analogen Zahlen des Flugzeugs verwendet werden kann, ist für die Type *b* mit etwa 2, für *x* mit 19, für die Type *y* mit 26 anzusetzen.

b. Mit der Entwicklung der Flugzeuge ist die aerodynamische Kennzahl nicht in dem Maß gestiegen wie beim Luftschiff. Der Wright-Doppeldecker 1905 hatte schon etwa 12 als $\left(\frac{\eta}{\zeta}\right)$, während die Flugzeuge von 1914 nur 10 bis 18 (Eindecker) bzw. 12 bis 20 (Doppeldecker) aufwiesen. Die gegenwärtigen Flugzeuge kommen allerdings bei einigen besonders guten Ausführungsformen schon auf 36 bis 38, als normal kann man aber heute erst mit 24 bis 32 rechnen.

Dagegen zeigt sich im Wert von $\left(\frac{\eta}{\psi}\right)$ die Entwicklung schon deutlicher. Der Wright-Doppeldecker erreichte hierbei kaum 1, während bei modernen Flugzeugen mit 5 bis 8 gerechnet werden kann.

Diese Zahlen gestatten auch einen Vergleich mit den entsprechenden Werten für das Luftschiff, die heute, wie oben erwähnt, schon auf 26 stehen.

I. 4 a. Die Nutzlast der Luftschiffe weist mit der Entwicklung derselben eine ganz bedeutende Größensteigerung auf. Sie beginnt bei der Type *b* (vgl. wieder Tabelle 3) mit 2,8 t, um bei Type *h* 9,4 t, bei *p* 16,2 t, bei *r* schon 32,5 t und bei *v* 40 t zu erreichen. Die bisher größte Nutzlast besaß die Type *w* — das oben erwähnte Transportschiff — mit 52,1 t.

I. 4 b. Vergleicht man daneben die Nutzlasten der Flugzeuge, so nehmen sich diese Zahlen einigermaßen bescheiden aus, wennschon ihre Steigerung auch eine außerordentliche war. Die erste Wright-Maschine im Jahre 1903 verfügte über 70 kg Nutzlast; 180 kg erreichte dieselbe Type nach vielen Verbesserungen im Jahre 1908. Farman kam 1910 auf 220 kg, Bréguet im gleichen Jahr auf 420 kg. 1911 wurden 650 kg, 1912 1050 kg, 1914 schon 1400 kg Nutzlast erreicht. Die Großflugzeuge besitzen heute etwa 2 t Nutzlast, die Riesenflugzeuge 4,5 bis 5,5 t.

Die Konstruktionszahl.

a. Ein richtiges Bild hierüber ermöglicht aber erst die Darstellung der Konstruktionszahl τ als das Verhältnis: Nutzlast zu Leergewicht. Bei den Zeppelin-Luftschiffen (vgl. Tabelle 3 und Abb. 4) weist die kleinste Konstruktionszahl die Type *b* nach dem Umbau mit 0,25 auf. Sie stieg bei der Type *c* auf 0,36, bei *e* auf 0,44, bei *f* auf 0,51 an, während die Typen *d* mit 0,32 bzw. 0,29 und *g* mit 0,43 etwas zurückstanden. Die Type *h* erreichte 0,56, *i* war mit 0,55 trotz der wesentlichen Volumensteigerung relativ etwas schwerer, die Type *k* etwa in der Größe von *h* kam auf 0,57, während die beiden Typen *l* und *m* mit 0,49 und 0,54 etwas ungünstiger waren. Die Type *n* mit größerem Gasinhalt war mit 0,72 wieder wesentlich leichter, die ähnlichen Schiffe der Type *o* kamen aber infolge mancherlei Einbauten kaum über 0,62. Eine weitere Verbesserung auch in konstruktiver Hinsicht brachte die Type *p* mit 0,78, während *q*, das eine Verlängerung der Type *p* darstellte, nur 0,76 er-

reichte. Die wesentlichste Steigerung der Konstruktionszahl wurde mit der Type *r* und deren Ableitungen erzielt. Diese Schiffe der Typen *r* bis *w* besaßen als Konstruktionszahl 1,0 bis 1,6, während die Type *w*, das bisher größte Schiff, $\tau = 1{,}9$ erreichte. Die Type *x* hatte trotz des größeren Gasinhalts als *v* die gleiche Konstruktionszahl wie diese, 1,6, weil sie über bedeutend höhere Motorenleistung verfügte und daher relativ schwerer gebaut war. Die kleine Type *y* schließlich — etwa in Größe von *h* mit 0,56 — zeigt mit $\tau = 0{,}76$ die seit 1912 erfolgte Verbesserung in konstruktiver Hinsicht.

Von den Groß- und Riesenflugzeugen überschreitet aber, soweit aus glaubhaften Veröffentlichungen hierüber zu entnehmen war, keine Type den Wert $\tau = 0{,}65$.

Die Gütezahl.

a. Nun soll noch eine kurze Übersicht über die durch das Produkt aus aerodynamischer Kennzahl und Konstruktionszahl dargestellte Gütezahl λ gegeben werden.

Wenn wieder mit der Type *b* der Zeppelin-Schiffe (vgl. Tabelle 3 und Abb. 5) begonnen wird, die nach erfolgtem Umbau $\lambda = 1{,}9$ aufwies, dann zeigten die wichtigsten Typen

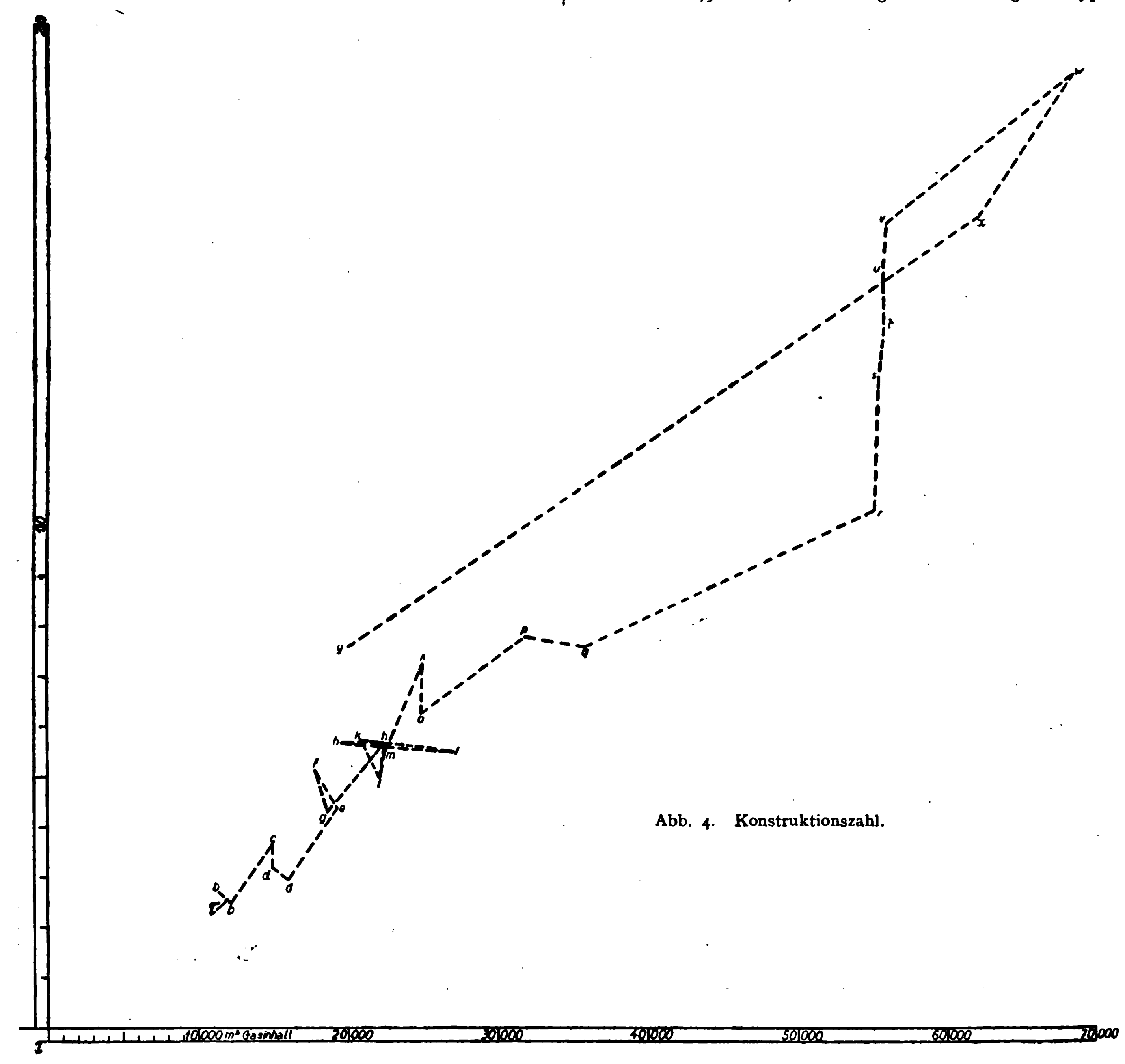


Abb. 4. Konstruktionszahl.

folgende Steigerungen: Type *c*: 4,3, *e*: 6,8, *f*: 12,0, *h*: 14,4, *m*: 14,7, *n*: 18,8; dann kommen die wichtigen Typen *p* mit 29,5 und *r* mit 40,7, *s*: 55,7, *t*: 68,4, *u*: 81,9, *v*: 89,4 und *w* mit 103.

Diese Wertsteigerung der Gütezahl von 1,9 auf 103 stellt die gesamte Entwicklung der Zeppelin-Luftschiffe in technischer Hinsicht dar (vgl. auch Abb. 6, welche die Entwicklung über der Zeit zur Anschauung bringt).

Da weder die aerodynamischen Kennzahlen noch die Konstruktionszahlen der Schiffe anderer Luftschiffwerften an die der Zeppelinschiffe heranreichen, ist ein Eingehen auf die Gütezahlen dieser anderen Schiffe nicht erforderlich. Ihre besten stehen in der Größenordnung zwischen 30 und 60% des besten λ-Wertes der Zeppelinschiffe.

Hier gibt die Gegenüberstellung von 0,25 und 1,9 eine Darstellung der gesamten konstruktiven Verbesserung.

Auch hier erübrigt sich ein näheres Eingehen auf die Luftschiffe der anderen Werften. Deren beste Schiffe in Deutschland erreichen knapp $\tau = 1{,}4$ (Starr-), in England 0,8 (Starr-), in Frankreich 0,95 (Prall-) und in Italien 0,9 (Prallluftschiff).

b. Bei den Flugzeugen war im Anfang der Entwicklung $\tau = 0{,}3$, der Wert stieg 1914 bis etwas über 0,5. Heute haben die Verkehrsflugzeuge etwa 0,5 bis 0,7, ganz besonders leichte Konstruktionen, insbesonders Kleinflugzeuge erreichen 0,8 und auch mehr. (Die 45 PS Blackburn-Type soll $\tau = 1{,}21$, die 35 PS WKF-Maschine 1,06 haben.)

Daß die Type x auf $\lambda = 100$ abfällt, ist dem höheren Triebwerksgewicht zuzuschreiben; die Type y schließlich weist nur eine Gütezahl von 48,2 auf, weil sie wieder bedeutend kleiner ist und kleinere Schiffe bei gleicher Geschwindigkeit relativ schwerer sein müssen als größere.

Bildet man $\lambda' = \left(\frac{\eta}{\psi}\right) \cdot \tau$,

so ist für die Type w $\lambda' = 49{,}3$.

b. Die Flugzeuge standen demgegenüber anfangs etwa auf $\lambda = 3{,}6$ und befinden sich heute zwischen 25 und 45; λ' ist aber heute höchstens 10, also etwa ein Fünftel vom entsprechenden Wert für Luftschiffe.

Es wäre also nicht möglich, mit dieser Type, wenn sie heute gebaut und gefahren würde, eine Rentabilität zu erzielen. Aber auch die Type e, die »Deutschland«, würde heute selbst bei der angenommenen 12 stündigen immer vollbesetzten Fahrt noch schlecht abschneiden; sie erreicht erst $\omega = 0{,}96$. Noch das vorletzte Delagschiff, die Type h, die »Sachsen«, hätte heute mit $\omega = 1{,}37$ keine hervorragende Rentabilität, da bei etwas kürzeren Fahrten täglich und nicht ganz vollbesetztem Schiff dieser Wert rasch unter 1 sinken würde. Die Type y, die »Bodensee«, steht mit $\omega = 1{,}95$ schon erheblich günstiger, wennschon bei täglich bloß 6 stündigen Fahrten — was mit Rücksicht darauf, daß die Delag zurzeit nur ein Schiff in Betrieb hat, tatsächlich der Fall ist — ω auch auf etwa 1,6 herun-

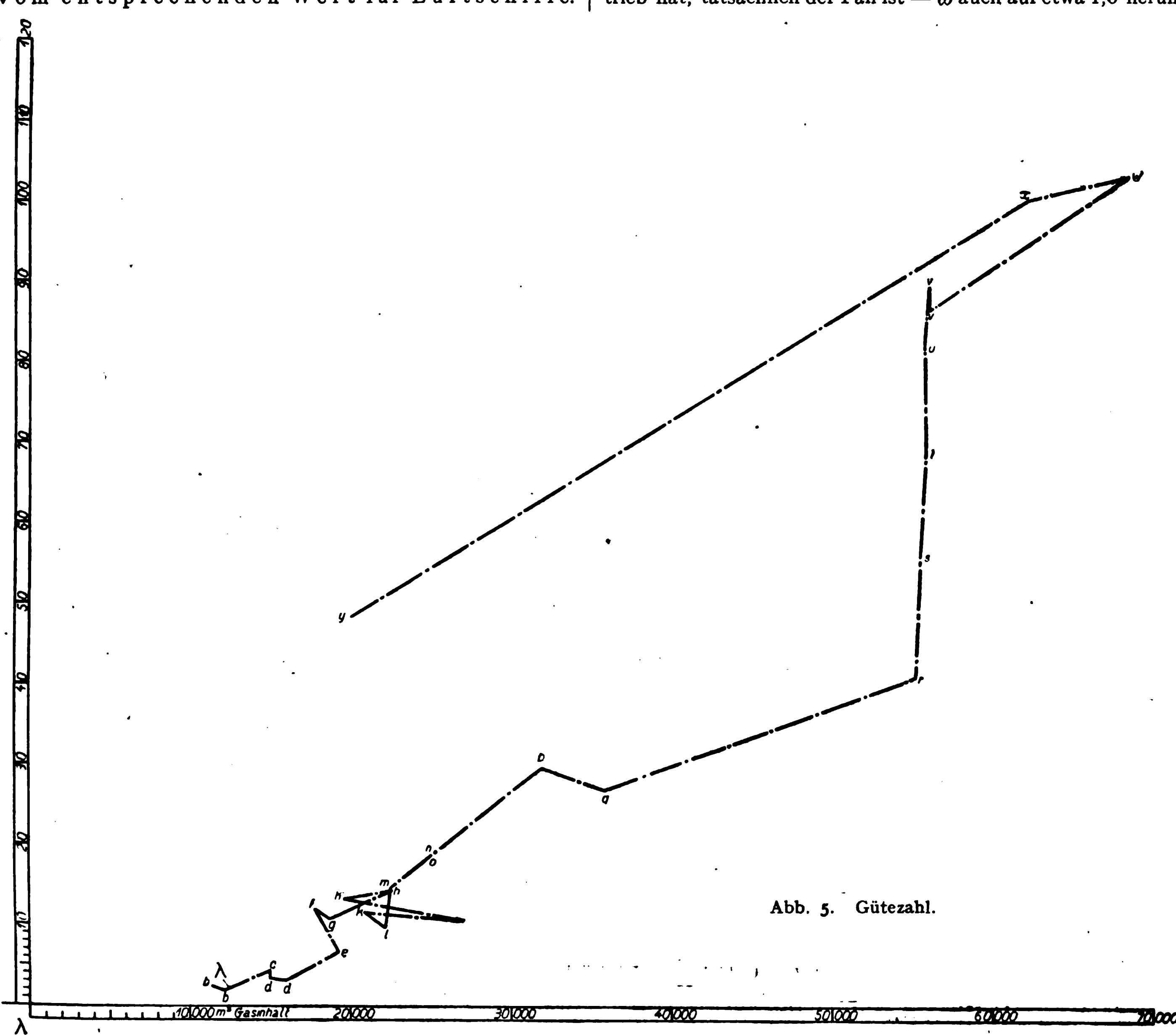


Abb. 5. Gütezahl.

tergeht. Bedeutend günstiger ist die größte Type x mit $\omega = 5{,}15$; am höchsten steht aber bisher das Transportschiff Type w mit $\omega = 7{,}5$.

II. b. Solche Zahlen können von keinem Flugzeugbetrieb bei gleichem Fahrpreis heute erreicht werden.

Die Wertigkeitszahlen, die sich aus den veröffentlichten Flugzeugdaten errechnen lassen, bewegen sich durchwegs in der Größenordnung von 1, überschreiten aber 1 nur in ganz seltenen Fällen — wobei die Angaben gewöhnlich unwahrscheinlich sind.

Die Wertigkeitszahl

II. a. Zur Kennzeichnung der Entwicklung in wirtschaftlicher Hinsicht wurde oben die Wertigkeitszahl ω abgeleitet. Es dürfte zunächst genügen, wenn die auf den untersten und einige auf der bisher höchsten Entwicklungsstufe in technischer Hinsicht stehenden Schiffs- und Flugzeugtypen zur Bestimmung der Wertigkeit herangezogen werden.

Dabei soll vergleichshalber für W der Gleichung (29) und (30) ein Gegenwind von — 20 km/h in Ansatz gebracht werden, denn der Forderung einer Rentabilität bei solchen — an sich häufigen — Gegenwinden muß billigerweise auch Rechnung getragen werden.

Die Type b der Zeppelin-Luftschiffe besitzt eine Wertigkeit von etwa $\omega = 0{,}2$; das heißt, ihr fehlen 80%, damit die eventuellen Einnahmen die Betriebskosten gerade decken.

Folgerungen für die Weiterentwicklung der Luftfahrzeuge

Aus den mitgeteilten Zahlen ergibt sich zunächst ohne weiters die Tatsache, daß mit zunehmender Luftschiffgröße sämtliche Kennzahlen steigen — oder zumindest nicht fallen

Ein näheres Eingehen hierauf ermöglicht die folgende Überlegung: Der Schiffsauftrieb wächst mit der 3. Potenz der linearen Abmessungen. Die Tragkörpergewichte wachsen, da sie zum Teil vom Volumen, zum Teil von der Oberfläche bzw. vom Schiffsquerschnitt abhängen, mit einer kleineren als der 3. Potenz. Die Triebwerkgewichte wachsen, da sie vom Widerstand abhängen, bei gleicher Geschwindigkeit etwa mit der 2. Potenz der linearen Abmessungen. Daraus folgt für die Nutzlast ein Anwachsen mit wesentlich g r ö ß e r e r a l s d e r 3. P o t e n z. (Vgl. hierzu Abb. 7.)

stellt. Die Kurve ω_s der Abb. 9 veranschaulicht diese ganz bedeutende Steigerung der Wirtschaftlichkeit in Abhängigkeit vom Leergewicht; man sieht, daß die Rentabilität unter den angenommenen Verhältnissen bei etwa 6 t Leergewicht, das sind rd. 8500 m³, positiv zu werden beginnt, bei 12,4 t Leergewicht, das sind 20 000 m³, 100% und noch vor 100 000 m³ 500% erreicht.

Wesentlich anders liegen die Verhältnisse beim Flugzeug. Hier scheint auf den ersten Blick nach den oben angegebenen Zahlenwerten mit der Vergrößerung keine Verbesserung

Abb. 6. Zeitliche Entwicklung.

Eine Grenze in der Größenentwicklung nach oben ist den Luftschiffen anscheinend nicht gesetzt. Die Landungen werden zwar mit zunehmender Schiffsgröße schwieriger, aber das Problem liegt auch für ganz große Schiffe zweifellos im Bereich technischer Lösbarkeit. Die Handhabung und Führung des Schiffs in der Luft sind eher als umso einfacher zu bezeichnen, je größer seine Abmessungen sind, weil die Bewegungen des größeren Schiffes langsamer werden. Die Abhängigkeit der Wirtschaftlichkeit von der Größensteigerung ist eigentlich auch schon durch die oben angedeutete Überlegung dargemöglich zu sein. Diese Wahrnehmung entspricht auch den Tatsachen. Wenn hier die zu oben analoge Überlegung angestellt wird, so ergibt sich für den Flugzeug-Auftrieb eine etwa quadratische Abhängigkeit zu den linearen Abmessungen, wenn gleiche Geschwindigkeit, also etwa gleiche spezifische Flächenbelastung vorausgesetzt wird. Die Flugkörpergewichte würden bei geometrisch ähnlich vergrößerten Flugzeugen gleicher Sicherheitszahlen mit der 3. Potenz der linearen Abmessungen ansteigen. Es ist aber praktisch — wie an anderen Orten



gezeigt wurde[1]) — möglich, mit der 2. Potenz auszukommen; es soll aber hier mit Rücksicht auf möglichst gleiche Sicherheitszahlen für Passagierflugzeuge 2,2 als Exponent angenommen werden.

Die Rumpf-, Fahrgestell- und Steuergewichte steigen ebenfalls in etwas höherem als quadratischem Verhältnis, aber weniger als die Flügel. Die Triebwerkgewichte würden

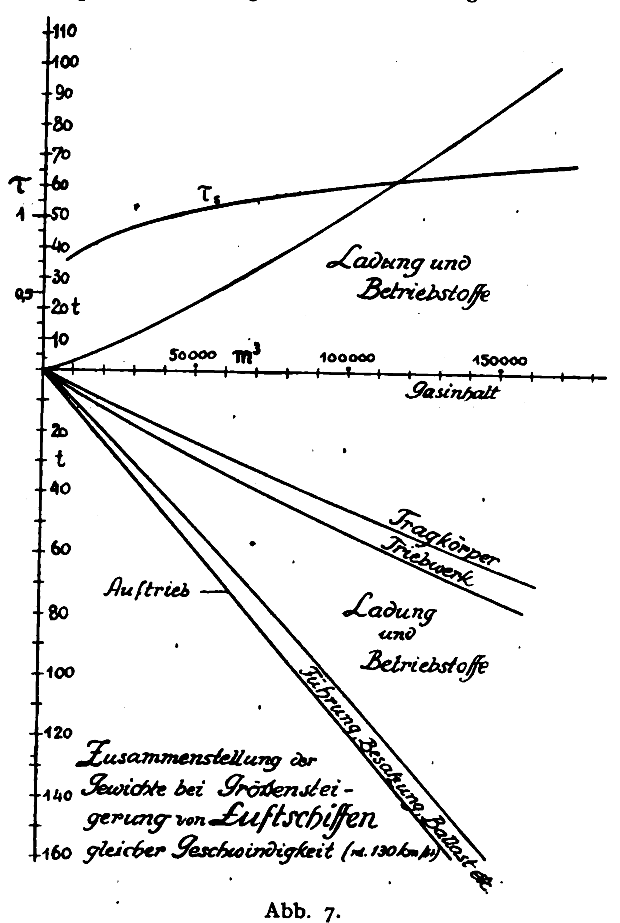


Abb. 7.

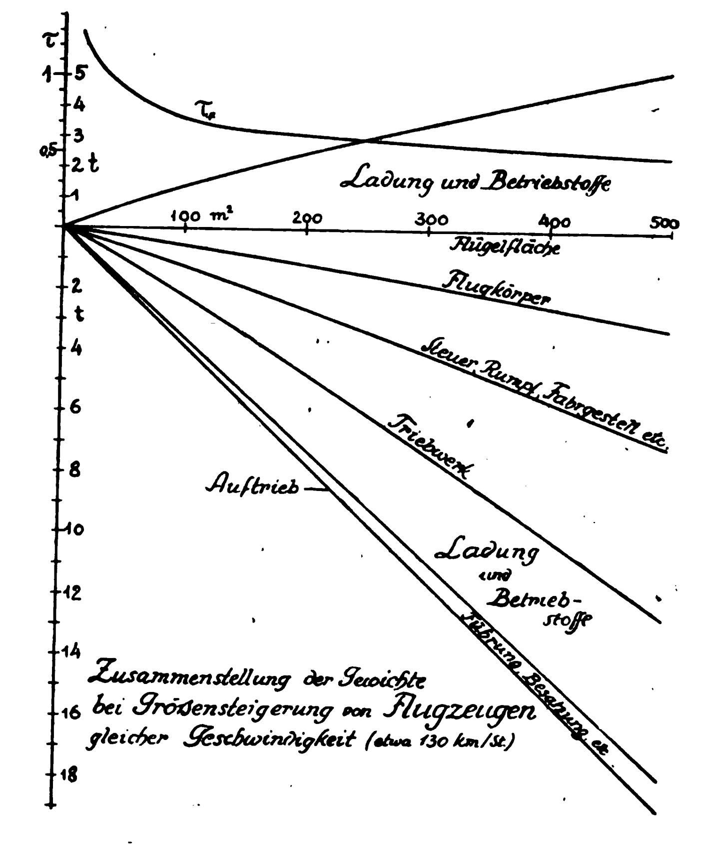


Abb. 8.

bei gleicher Geschwindigkeit genau mit der 2. Potenz ansteigen, wenn die Einheitsgewichte der Motoren, Kühler, Leitungen, Schaltungen bei Vergrößerung der Flugzeuge gleich blieben; da man aber nach den bisherigen Erfahrungen nach oben zunehmende Einheitsgewichte annehmen muß, wachsen die Triebwerkgewichte auch mit höherer als 2. Potenz. Es bleibt somit für die Nutzlast ein Ansteigen in einer wesentlich kleineren als der 2. Potenz übrig. (Vgl. hierzu Abb. 8.)

Eine deutlich ersichtliche Grenze nach oben ist damit dem Flugzeug allerdings noch nicht gesetzt, obwohl man schon erkennt, daß die Vergrößerung keine Verbesserung bringen kann. Aber mit zunehmender Flugzeuggröße wachsen die Landungsschwierigkeiten, die zwar auch hier bekämpft werden dürften; wirklich überwinden wird man diese jedoch wohl kaum — was beim Luftschiff mit seiner Landungsgeschwindigkeit etwa gleich Null als sicher anzunehmen ist. Die Handhabung und Führung in der Luft werden beim Flugzeug mit zunehmender Größe wegen der bedeutenderen Kräfte bei Stabilitätsstörungen wahrscheinlich schwieriger, keinesfalls aber leichter. Und der Grad der Wirtschaftlichkeit ist es, welcher der Größensteigerung hier eine Grenze setzt, die bei der heutigen Ausführung der Flugzeuge schon weit unter den letztgenannten Tragdeckabmessungen liegt. Die Wertigkeitszahl ω_F über dem Leergewicht — in Abb. 9 dargestellt — steigt zunächst rapid an, um bei ganz geringer Flugzeuggröße unter den angenommenen Verhältnissen 1 zu erreichen, überschreitet 1 aber nur ganz gering, kommt bei etwa 1,2 t Leergewicht (rd. 58 m² Tragfläche, 180 PS, 900 kg Nutzlast, das sind Führer und 5 bis 6 Passagiere, über etwa 1200 km Weg) auf ihr Maximum 1,33 und fällt von da ab wieder unter 1 herunter.

Wenn man die beiden Kurven ω_s und ω_F vergleicht, dann steht die Konkurrenzlosigkeit des Luftschiffs für den Luftverkehr, abgesehen von den übrigen weiter oben genannten wesentlichen Unterschieden, in technischer Vollkommenheit außer Zweifel.

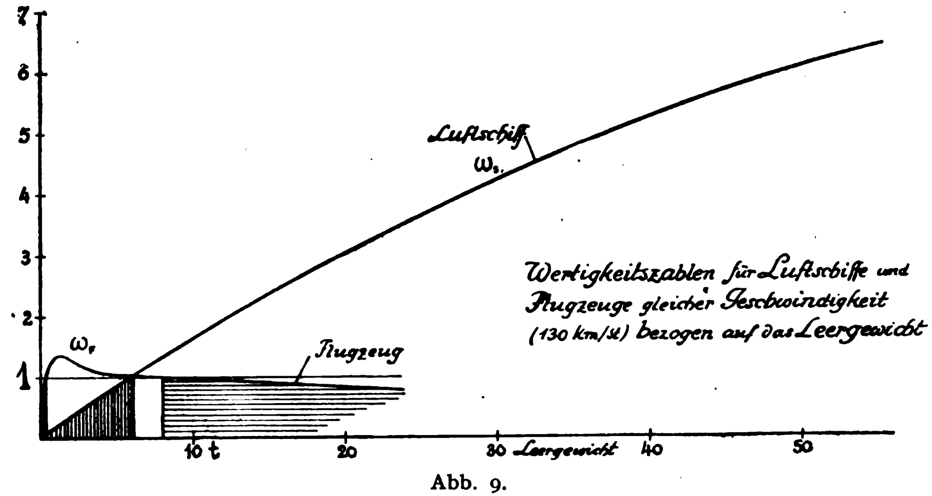


Abb. 9.

Das Flugzeug ist in seiner Entwicklung nach oben — es ist natürlich noch ganz bedeutend verbesserungsfähig — begrenzt. Das Luftschiff nicht. Der Flugzeug konstrukteur kennt allerdings keine Grenze; ihm ist es auch möglich, Flugzeuge von 20 000 PS zu entwerfen und zu bauen: die Zeit wird lehren, ob er gut daran tut — falls nicht der Kauf-

[1]) Vergl. Everling: Vergrößerung der Flugzeuge, Techn. Ber. II und III.

mann vorher ein Machtwort spricht. Dem Luftschiffkonstrukteur harrt aber noch eine große Aufgabe. Denn das Luftschiff wird in seiner Größenentwicklung noch leistungsfähiger, als hier darzustellen versucht wurde, wenn es außerdem verbessert und vervollkommnet wird. Die Richtungslinien dazu sind bekannt.

Zusammenfassung

Unter Zugrundelegung der allgemeinen Beziehungen für die Gleichgewichtszustände werden zur Charakterisierung der Entwicklung der Luftfahrzeuge in technischer Hinsicht Kennzahlen abgeleitet, deren Größen an Hand eines reichhaltigen Materials zahlenmäßig zur Darstellung gelangen. Dabei werden eine aerodynamische Kennzahl als das Verhältnis: Wirkungsgrad zu Widerstandszahl, eine Konstruktionszahl als das Verhältnis: Nutzlast zu Leergewicht und eine Gütezahl als Produkt beider in getrennter Untersuchung für Luftschiffe und Flugzeuge unterschieden.

Zur Kennzeichnung der Entwicklung in wirtschaftlicher Hinsicht werden unter bestimmten Voraussetzungen giltige Angaben für Rentabilitätsüberschläge gemacht, die zu übersichtlichen Formeln zusammengezogen, durch eine Wertigkeitszahl in absoluten Größen zum Ausdruck gebracht werden.

Aus den errechneten Zahlen, die durch Kurvenfiguren anschaulich gemacht sind, ergeben sich für die Weiterentwicklung der Luftfahrzeuge Folgerungen, die eine wesentliche Überlegenheit des Luftschiffs schon bei kleineren Abmessungen — die bei größeren ins Vielfache ansteigt — erkennen lassen und welche die übertriebenen Hoffnungen, die so viele vom Riesenflugzeug als das Luftverkehrsmittel der Zukunft in die Welt hinausposaunt haben, zunichte machen. Wennschon die in dieser Arbeit zugrunde gelegten Zahlen und Grenzen sich im Laufe der Zeit etwas verändern und verschieben und von diesem oder jenem etwas anders eingesetzt werden können, in der Größenordnung der Wirtschaftlichkeit bleibt nur das Kleinflugzeug ein ernsthafter Konkurrent des — Kleinluftschiffs. Mit dem Großluftschiff kann es überhaupt kein Flugzeug, am allerwenigsten das Großflugzeug aufnehmen.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Neuaufnahmen:

Lebenslängliche Mitglieder:

Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. Siemensstadt b. Berlin.

Ordentliche Mitglieder:

Obering. Harald Wolf, Siemens-Schuckert-Werke, Siemensstadt b. Berlin.

Friedrich Stahl, Charlottenburg 9, Württembergallee 26/27.

Bruno Mühle, Niedersedlitz, b. Dresden, Schulstr. 26 b. H. Bumdorf.

Direktor Dipl.-Ing. W. Bleistein, Königswusterhausen, Bahnhofstr. 11/12.

Dr. phil. Josef Helffrich, Mannheim, Werderstr. 9.

Eugen W. E. Siegroth, Cöln, Domstr. 25.

Dipl.-Ing. Rud. Heumann, Charlottenburg, Kaiserdamm 44.

Wilberg, Berlin-Wilmersdorf, Prinzregentenstr. 84.

Ing. Richard Katzmayr, Wien IV., Apfelgasse 3.

Außerordentliche Mitglieder:

Polizei-Flieger-Staffel der Provinz Sachsen, Erfurt, Jägerkaserne.

Polizei-Flieger-Staffel Schwerin, Görries.

Luft-Fahrzeug-Gesellschaft, Berlin W. 62, Kleiststr. 8.

2. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. van Gries, Cöln-Ehrenfeld, Merkenstr. 15.

Prof. Dr. R. Grammel, Techn. Hochschule Stuttgart.

Dr.-Ing. Dr. Lewe, Berlin NW. 87, Ufenaustr. 2.

Professor Koebe, Luckenwalde.

Dipl.-Ing. Curt Hanfland, Berlin SO. 16, Schmidtstr. 35.

Paul Westphal, Berlin-Dahlem, Altensteinstr. 33.

Geh. Oberbaurat Richard Müller, Berlin W. 62, Wichmannstr. 23.

Prof. R. von Mises, Berlin W. 8, Markgrafenstr. 33.

Hans von Ledermann, Charlottenburg, Meineckestr. 4.

Ing. Paul Jaray, Friedrichshafen a/B., Meisterhofenerstr. 22.

Dr.-Ing. Schmiedel, Berlin W. 62, Lutherstr. 18.

C. A. Loewel, Dipl.-Ing., Nürnberg, Sulzbachstr. 52/III.

Dipl.-Ing. Wolfgang Klemperer, Aachen, Preußweg 68.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

An unsere Leser!

*Im Vorjahre hatten die Gestehungskosten der „**Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt**“ in ununterbrochener rascher Steigerung eine bis dahin nie erwartete Höhe erreicht; deshalb sahen wir uns gezwungen, den **Bezugspreis** der Zeitschrift, der, von einer geringfügigen im Jahre 1918 eingetretenen Preiserhöhung abgesehen, noch dem Friedenspreis entsprach, im Herbst vorigen Jahres mit Wirkung vom 1. Januar 1920 erstmals beträchtlich zu erhöhen.*

Seitdem haben die Verhältnisse im graphischen Gewerbe eine verheerende Entwicklung erfahren. Es stiegen in diesen wenigen Monaten die Druckkosten angenähert um das Zweieinhalbfache, die Bindereikosten um das Doppelte, die Kosten für die Bildstöcke auf das Dreifache.

*Es erwies sich als unvermeidlich, den Bezugspreis für die Zeitschrift, wenn er auch den neuen Gestehungskosten nicht angepaßt werden konnte, nochmals wenigstens um einiges zu erhöhen. Es wurde deshalb mit Wirkung vom 1. April der Vierteljahrspreis für die Zeitschrift für die neuen Bezieher auf **acht Mark** festgesetzt.*

*Nachdem durch ein Entgegenkommen der Postbehörde die Erhebung dieser Mehrkosten nunmehr für die Postabonnenten ermöglicht ist, gestatten wir uns, auch von den früheren Beziehern die **Nachzahlung** auf den jetzt gültigen Jahrespreis von zweiunddreißig Mark zu erheben; sie beträgt **zwölf Mark.** Für die Postabonnenten wird die Erhebung des Betrages durch Vermittlung der zuständigen Poststelle geschehen.*

Gegenüber der Preiserhöhung aller übrigen Gegenstände des Bedarfs ist der Aufschlag niedrig bemessen; gegenüber unserem eigenen Mehraufwand für die Zeitschrift ist er tatsächlich gering; wir zweifeln deshalb nicht daran, daß wir bei unseren Lesern Verständnis für die durch die Verhältnisse erzwungene Maßnahme finden werden.

München, im Juni 1920. *R. Oldenbourg.*



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Unfälle in den Fliegerschulen 1918. 1 Unfall auf: englische 811, französische 2680, italienische 881, schweizerische 771 Stunden. (»l'Aérophile«, Paris, Nr. 7—8, 1.—15. April 1920.) ND. **21.**

Wettbewerbe.

Der vom Kgl. Aero-Klub von Katalonien ausgeschriebene **Wasserflugzeug-Wettbewerb** wurde abgesagt, da keine Nennungen erfolgt sind. (»l'Auto«, Paris, 20. Mai 1920.) ND. **22.**

Preis des Schnelligkeitsunterschiedes. Vorbereitender Wettbewerb zum Grand-Prix Michelin. Der Aero-Club von Frankreich veranstaltet 1920 für Motorflugzeuge einen nationalen Wettbewerb, der von den Herren Michelin mit einem Preis von 30000 fr. ausgestattet ist.

Im Verlauf eines geradlinigen, wagerechten Fluges zwischen 100 und 150 m Höhe müssen über 120 km/h und spätestens 10 min danach unter 30 km/h Geschwindigkeit erzielt und in einem Kreis von 50 m Durchmesser gelandet werden. Die Geschwindigkeiten werden während eines Hin- und Rückfluges auf der Meßstrecke in Villacoublay unter den allgemeinen Bedingungen für Rekorde gemessen. Der Start darf nur bei einem Wind unter 5 m/s (in 10 m Höhe gemessen) stattfinden.

Die Kommissare können einen Bewerbungsflug, der ihnen zweifelhaft oder vorschriftswidrig scheint, wiederholen lassen. Der Bewerber darf seinen Flug dreimal am gleichen Tage wiederholen.

Das Flugzeug muß 125 kg Mindestladung, nämlich Führer, Kontrollgeräte und Ballast, mitführen.

Nennung spätestens 14 Tage vor Beginn. Das Nenngeld von 500 fr. wird nicht zurückerstattet.

Der Bewerber muß Franzose von Geburt oder vor dem 11. November 1918 naturalisiert, der Flieger muß Franzose von Geburt sein. Vom Flugzeug müssen Flügel, Luftschrauben und Motor von einem französischen Konstrukteur oder einer französischen Firma in Frankreich hergestellt sein.

Falls bis zum 1. Januar 1922 der Preis nicht gewonnen ist, wird er neu ausgeschrieben. (»l'Aérophile«, Paris, 1./15. April 1920, S. 120.) ND. **21.**

Der „Grand Prix" des Aero-Clubs von Frankreich zur Erinnerung an Henry Deutsch de la Meurthe ist ausgestattet mit einer goldenen Medaille und einem Preis von 100000 fr. für den Ersten, einer feuervergoldeten Silbermedaille für den Zweiten, einer silbernen Medaille für den Dritten. Er wird in der ersten Hälfte des Jahres 1921 ausgetragen und ist offen für Flugzeuge, deren Flügel, Luftschrauben und Motoren in Frankreich durch französische Firmen hergestellt sind. Die Bemannung muß aus Franzosen bestehen, der Besitzer Franzose sein.

Nennungsschluß: 31. Dezember 1920. Das Nenngeld, 2000 fr., wird zur Hälfte zurückgezahlt, wenn das Flugzeug teilnimmt.

Gewertet wird nach der »Verkehrsgeschwindigkeit« (Gesamtstrecke geteilt durch Gesamtflugzeit) in geschlossenem Rundflug von ungefähr 2400 km. Flugzeuge mit weniger als 50 km/h Verkehrsgeschwindigkeit werden nicht gewertet.

Wettbewerbstrecke: Paris (Start); Lille (Umfliegen); Paris (vorgeschriebene Zwischenlandung); Pau (vorgeschriebene Zwischenlandung); Paris (vorgeschriebene Zwischenlandung); Metz (Umfliegen); Paris (Landung) in dieser Reihenfolge. Einzelheiten gibt eine ergänzende Vorschrift. Zwischenlandungen sind gestattet.

Mitzuführende Ladung mindestens: 1. 6 Lasten zu je 80 kg, die 6 Reisende darstellen und in einer Kabine an deren Plätzen festgemacht sind. Die Kabine muß mindestens 3 m³ Raum mit einer Mindestinnenhöhe von 1,40 m und einer Mindestinnenbreite von 0,60 m haben. 2. 200 kg Waren, die in einem Raum von mindestens 0,5 m³ verstaut sind. Last und Waren werden plombiert und durch plombierte Bänder festgemacht.

Der Wettbewerb ist 9 Tage offen. Die Flugzeuge müssen am Morgen des Kontrollbeginns um 9 Uhr zu den nötigen Prüfungen (Raumabmessung, Wiegen und Plombieren der Last usw.) auf dem Startplatz sein. (»l'Aérophile«, Paris, 1./15. April 1920, S. 120.) ND. **21.**

Amerika.

Die »Aero-Cruiser Co.« (Washington) hat einen ganz **neuen Starrluftschifftyp** entworfen. Er hat den Querschnitt eines umgekehrten U; das verringert nach Ansicht des Erfinders den Luftwiderstand. Die 4 Motoren, zusammen 1000 PS, befinden sich im Innern des U. Da so die Triebkraft dem Widerstandsmittelpunkt nähergerückt wird, kann eine größere Geschwindigkeit erzielt werden. Das Luftschiff soll 200 Reisende tragen. (»Aerial Age«, 5. April 1920, S. 115.) ND. **22.**

Britisches Reich.

Zwischen London und verschiedenen Punkten des Festlandes sind ungefähr 80 Flugzeuge im **Luftverkehr** tätig.

Seit Beginn des Zivilflugverkehrs sind vom Luftministerium 2200 Flugzeuge und etwa 550 Zivilflieger zum Luftverkehr zugelassen worden. (»l'Auto«, Paris, 24. Mai 1920.) ND. **22.**

Ausfuhr und Einfuhr 1919 bis 1920 von Flugzeugen, Luftschiffen, Ballonen und deren Zubehörteilen.

	Einfuhr		Ausfuhr		Wiederausfuhr	
	1919 Pf. St.	1920 Pf. St.	1919 Pf. St.	1920 Pf. St.	1919 Pf. St.	1920 Pf. St.
Januar . .	555989	2323	57571	32752	—	697
Februar . .	453822	9320	57972	68932	—	—
März . . .	704424	2092	72716	67600	400	—
April . . .	97662	5918	25433	148484	—	—
	1811897	19653	213692	317768	400	697

(»Flight«, Nr. 594, London, 13. Mai 1920.) ND. **21.**

Das **Luftschiff R. 80,** das von der Firma Vickers für die Marine gebaut wird, soll in 2 bis 3 Wochen fahrtbereit sein. Es hat vier 240 PS-Motoren, 38 t Tragkraft und 104 km/h Höchstgeschwindigkeit. (»The Times«, London, 20. Mai 1920.) ND. **22.**

Deutschland.

Vom 22. Mai 1920 ab werden vom Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen **neue Zulassungsbescheinigungen für Luftfahrzeuge** ausgestellt. (Sonderbericht.) ND. **21.**

Die interalliierte Luftfahrt-Überwachungskommission hat **als Zivilflugzeuge anerkannt und zur Benutzung freigegeben:**

Junkers: Metall-Flugzeug, 160 PS-Limousine von 38 m².
Fokker: 160 PS-Limousinen-Eindecker von 42 m².
Typ Sablatnig: 1. 25 PS-Eindecker.
2. 220 PS-Schirmeindecker-Limousine von 41,79 m².
3. 220 PS-Doppeldecker-Limousine von 54,49 m².

(Verfügung des Reichsamts für Luft- und Kraftfahrwesen vom 22. Mai 1920.)

Beihilfe für den regelmäßigen öffentlichen Luftverkehr. Dem Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen sind für Beihilfen für den regelmäßigen öffentlichen Luftverkehr zunächst 3,5 Mill. M. zur Verfügung gestellt worden. Die Unterstützung wird voraussichtlich 4 bis 6 M. je Flugkilometer betragen. Bedingung ist auch die Mitführung von Post.

Unternehmungen, die einen regelmäßigen Luftpostverkehr aufzunehmen beabsichtigen, mögen sich an das Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen wenden. (Schrb. d. R.L.K. vom 25. Mai 1920.) ND. **22.**

Grundsätzliche Bedenken gegen die Aufnahme des **zivilen Luftverkehrs** bestehen weder im besetzten Gebiet, noch in der neutralen Zone. Eine endgültige Entscheidung wird jedoch erst nach Abschluß der Verhandlungen mit der Entente erfolgen. (Aus einer Mitteilung des R.L.K.) ND. **22.**

Frankreich.

Die Probeflüge mit dem kleinen **Potez-VIII-Doppeldecker** ergaben als geringste Geschwindigkeit 50 km/h bei noch sehr guter Steuerbarkeit. Auslauf 15 m. Potez beabsichtigt, sich am »Grand Écart« des »Auto« zu beteiligen. (»l'Auto«, Paris, 11. Mai 1920.) ND. **21**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstoffkunde. Vergleich von Alcogas-Flugmotorenbrennstoff mit Benzin (Comparison of Alcogas aviation fuel with petrol.) (Vgl. S. 76.) Das amerikanische Eichamt hat im Auftrage der Marine vergleichende Versuche an einem Liberty-Flugmotor mit dem Ersatzbrennstoff der Industrial Alcohol Co., Baltimore, und mit Flugmotorenbenzin in der Unterdruckkammer durchgeführt, von 1400 bis 1800 U/min und bis zu 7,6 km Höhe (300 mm Barometerstand).

Die genaue Zusammensetzung des neuen Brennstoffes wird auch jetzt noch geheim gehalten. Sein spez. Gewicht beträgt 0,799, gegen 0,710 für Benzin, sein Heizwert 8840 gegen 11 300 kcal/kg, er besteht aus 40 vH Alkohol, 35 vH Benzin, 17 vH Benzol und 8 vH anderen Beimengungen, darunter vermutlich Äthyläther, der deutlich zu riechen ist. So erklären sich die günstigen Verdampfeigenschaften und der Siedebeginn bei 60°; 80 vH verdampfen noch unter 80°, bei dem Vergleichsbenzin nur 30 vH.

Die Versuchsergebnisse waren sehr günstig, die Höchstleistungen durchweg besser; das Verdichtungsverhältnis konnte man auf dem Boden bis 7,2 steigern. Der Verbrauch ist nicht höher, als sich aus dem geringeren Heizwert bei gleichem thermodynamischen Wirkungsgrad ergibt. Der Gang des Motors war weniger hart als bei Betrieb mit Benzin. — Von V. R. Gage, S. W. Sparrow und D. R. Harper. Ausführlicher Auszug aus dem 89. Bericht des Landesbeirats für Luftfahrt. Aeronautics, Bd. 18, 20. Mai 1920, S. 402/05 (7 Sp., 12 Diagramme). Hr. **2301.**

Drachenwesen. Die Rettungsdrachen (Les cerfs volants porte-amarre). Für den Luftfahrtwettbewerb zu Antwerpen im Juli sind auch 10000 fr. für Drachen ausgeschrieben, dabei werden Drachen für Rettungsleinen besonders erprobt. Die Vorschriften der französischen Marine verstehen unter einem Rettungsleinenträger eine Vorrichtung, die die Leinen nicht durchs Wasser, sondern durch die Luft zum gefährdeten Gegenstand hinzieht (vgl. Raketenapparate). Um den Drachen von der Windrichtung unabhängiger zu machen, kann man ihn, z. B. durch Steuerleinen, in seiner Form verändern oder gleich so ausbilden, daß er von selbst aus der Windrichtung abweicht, ohne seine Stabilität zu verlieren, denn ein Rettungsdrachen braucht keinen großen Anstellwinkel und kann niedrig fliegen; oder der Drache steht in der Windrichtung, und das Rettungsseil wird durch Gleitflossen im Wasser abgelenkt.

Rettungsdrachen müssen einfach und rasch zusammenzubauen, wenig sperrig und flach sein. Der Schwanz besteht einfach aus einer Schnur mit einem Sack am Ende. Alle Häfen müßten mit Drachen von 5 bis 10 m² ausgerüstet sein. Das einzige Modell, das regelmäßig verwendet wird, ist der BC des Fregattenkapitäns Broussard de Corbigny. Ein anderer stammt von dem Maler Broca. Er kann außer seiner Leine von 350 m noch 60 m freie Leine und Befestigungsstricke tragen, im ganzen 50 kg. — L. P. Frantzen. L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. April 1920, S. 123/124 (3 Sp., 1 Abb. des Dion-Maillot-Drachens mit verstellbaren Flossen.) E. **2302.**

Flugberechnung. Der Einfluß des Windes im Luftverkehr. Für die Wettbewerbsfähigkeit der Luftfahrzeuge ist ihre Geschwindigkeit ausschlaggebend. Das Einhalten eines Flugplans erfordert gewisse Unabhängigkeit vom Winde, also eine bestimmte Mindestgeschwindigkeit. Der durchschnittliche Einfluß eines Windes bestimmter Stärke, der aus allen möglichen Richtungen weht, auf die Reisegeschwindigkeit und die Reisezeit eines Flugzeuges bestimmter Eigenschnelle ergibt sich durch Mittelbildung aus den Grundbeziehungen des Winddreiecks.

Die Verhältnisse werden wesentlich günstiger, wenn man eine Höchstwindstärke und die Häufigkeit der schwächeren Winde für die verschiedenen Höhen betrachtet.

Praktische Anwendung: Der Windeinfluß ist zwar beträchtlich und beachtenswert, erklärt jedoch die tatsächlichen Unterschiede zwischen Reisegeschwindigkeit und Eigenschnelle der Verkehrsflugzeuge nicht. Wesentlich ist vielmehr der Zeitbedarf für das Aufsteigen usw., vor allem für Umwege. — E. Everling. Die Naturwissenschaften, Bd. 8, 28. Mai 1920, S. 418/423 (10½ Sp., 6 Schaubilder der durchschnittlichen Reisezeiten und Reisegeschwindigkeiten, der Windhäufigkeit usw., 6 Zahlentafeln). E. **2305.**

Flugberechnung. Der Flugplan muß die Verzögerung durch Winde in Stärke des Monats- oder Vierteljahrsmittels berücksichtigen. Der Zeitverlust beim Hinflug mit Gegenwind wird beim Rückflug mit entsprechendem Mitwind nur etwa zur Hälfte wettgemacht. Die Geschwindigkeit über Grund und der Steuerwinkel werden durch Kursdreieck bestimmt. In Deutschland herrschen Westwinde vor. — H. G. Bader, Verkehrstechnik, Bd. 37, 25. Mai 1920, S. 205/208 (7 Sp., 2 Abb. des Zeißschen Kursdreieckes mit Beschreibung). Hn. **2306.**

Flugberechnung. Der langsame Flugzustand (Les régimes lents, en aviation). Die Gleichgewichtsbedingungen des wagerechten, unbeschleunigten Geradausflugs können durch zwei Geschwindigkeiten, eine (gewöhnliche) große und eine kleine, seitlich unstabile mit sehr großem Anstellwinkel erfüllt werden. Für das Steigen gilt dasselbe, nur beim Anstellwinkel steilsten Steigens fallen beide Zustände zusammen. Bei einem etwas größeren (nein, etwa 5° kleineren! Der Ber.) Anstellwinkel erfolgt das schnellste Steigen. Im Gleitflug kann man sich mit großem Anstellwinkel in steilem Winkel durchsacken lassen. Bei diesen Zuständen verliert das Flugzeug Geschwindigkeit und rutscht über den Flügel ab oder trudelt. (Hier liegt wohl eine Verwechslung mit dem »überzogenen« Flug vor? Vgl. S. 52.) Die Verhältnisse lassen sich aus den Polarkurven für die Flügel oder das ganze Flugzeug ermitteln. Gewöhnlich verschiebt man den Nullpunkt um den konstant angenommenen Widerstand des Rumpfes usw. Dieser ist jedoch vom Anstellwinkel abhängig. Streng genommen ist auch die gegenseitige Beeinflussung der Flügel, die Anstellung der Schraube usw. zu beachten. Daher wären zum Erzielen geringer Fluggeschwindigkeiten Flügel mit veränderlichen Einstellwinkeln oder Wölbungen erforderlich. — Auguste Forissier. Le Génie Civil, Bd. 76, 21. Februar 1920, S. 205/207 (4½ Sp., 5 Zeichnungen und Schaubilder). E. **2201.**

Flugkunde. Untersuchung des Segelflugs im Guinéehochland. Mit Unterstützung des »Erfindungsamts« wurden frühere Untersuchungen von Idrac fortgesetzt. Über Gebieten, wo die Vögel ständig im Kreis oder in gebrochenen Linien zu segeln pflegen, wurde mit Anemometern, Dynamometern und Windfahnen an Drachen die Richtung und Geschwindigkeit des Windes gemessen, in bestimmten festen Gebieten bestand stets infolge Bodenunebenheiten eine aufsteigende, in anderen, aus unbekannten Gründen veränderlichen Gebieten eine absteigende Windkomponente. Nur in der ersteren können die Vögel segeln, in der anderen müssen sie Höhe opfern. Der Winkel der Windneigung gibt die Gleitzahl, aus ihr, der Windgeschwindigkeit und dem Vogelgewicht sind die Beiwerte zu ermitteln. Vorläufiges Ergebnis: Auftrieb 0,9 bzw. 1,7, Widerstand 0,06 bis 0,10 (in Prandtls Beiwerte umgerechnet!), also Gleitzahl rd. 0,06. (Das entspricht etwa unseren Flügelprofilen!) Bestätigen sich diese Messungen, so ist zum mindesten eine Ursache des Segelflugs geklärt. — P. Idrac. Comptes Rendus de l'Académie des Sciences, Bd. 170, 2. Februar 1920, S. 269/272 (2½ S., o. Abb.). Auch L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. März 1920, S. 71/72 (2½ Sp., o. Abb.). E. **2203.**

Flugkunde. Der Segelflug im wagerechten Winde unveränderlicher Geschwindigkeit und Richtung ist nach Nogues möglich, sogar das Segeln gegen den Wind. Der Vergleich mit einem aufkreuzenden Segelschiff ist aber unzulässig, weil dieses sich auf das Wasser stützt. Um den Vogel vorwärts zu treiben oder auch nur zu tragen, müßte der Wind dauernd Antrieb abgeben, also zuletzt keinen Auftrieb mehr liefern: Das läßt sich aus einer Darstellung der Flug- und Windgeschwindigkeit usw. leicht zeigen. Der Segelflug ist also nur möglich in unregelmäßigem Winde, dessen Komponente quer zur Flugbahn auch den Sinn ändert, so daß der Vogel keine Arbeit zum Aufheben der Windabdrängung zu leisten hat. — Jean Villey und A. Volmerange. Comptes Rendus, Bd. 170, 6. April 1920, S. 838/841 (2½ S., 1 Zeichnung). Hn. **2309.**

Flugzeugbeschreibung. Das Sopwith-Australien-Flugzeug ist eigens für den Flug nach Australien als dreistieliger Doppeldecker mit Zugschraube, Stirnkühler, 275 PS-Rolls-Royce-Eagle VIII, Brennstoffbehälter für mehr als 750 l Benzin, Falltank im Oberdeck, einem Führer- und einem Wegwartsitz gebaut. Die Sitze sind mit der größten Sorgfalt ausgerüstet. Im Fluge kann die Besatzung tiefere Sitze und eine tiefer liegende Steuereinrichtung benutzen und durch Schiebefenster das Boot vollständig abschließen. Die Orientierung erfolgt dann durch seitliche Fenster. Brennstoffförderung vom Hauptgefäß zum Fallbehälter und von da zum Motor. Ein Reserve-Wasserbehälter faßt 95 l. Fläche: 51 m². Leergewicht: 1,26 t. Gesamtgewicht: 2,46 t. Benzinverbrauch: 57 l/h. Geschwindigkeitsbereich: 180/73 km/h. Flugweite: 2300 km. — Aerial Age Weekly, Bd. 10, 23. Februar 1920, S. 694/704 (4½ Sp., 2 Lichtb., 1 Zeichnung). Hn. **2206.**

Flugzeugbeschreibung. Das Vought-Flugboot, Modell VE 10, ist ein »W-Stieler« mit 90 PS-Achtzylinder-V-Motor, 16 kg schwerem Stirnkühler und Druckschraube. Hinten Gitterschwanz, an den Seiten Stützschwimmer. Bootskörper aus Eiche, ohne geschlossenen Raum. Gleitzahl 1 : 8. Ober- und Unterflügel sind auswechselbar, Spannweite oben: 10,8 m, unten: 9,5 m. Länge: 8,1 m, Höhe: 3,12 m. Leergewicht: 0,6 t. Nutzlast: Ein Führer, zwei Reisende

und Brennstoff für 2½ h, zusammen 0,276 t. Geschwindigkeitsbereich: 83 bis 140 km/h. Höhe nach 10 min: 0,8 km. — Illustrierte Flugwelt, Bd. 2, 12. Mai 1920, S. 283/285 (4½ Sp., 1 Lichtb., 1 Zeichnung). Hn. **2208.**

Flugzeugbeschreibung. Sportflugzeuge.

Flugzeug-Bauart	Zahl der Decken	Motorleistung PS	Motorart	ob geflogen?	Spannweite m	Länge m	Leergewicht kg	Gesamtgewicht kg	Zahl der Sitze	Geschwindigkeit in Bodennähe km/h	Landegeschwindigkeit km/h	Steigzeit bis 2 km min	Fläche m^2	Flächenbelastung kg/m^2	Leistungsbelastung kg/PS	Flugdauer h
W. K. F. »Kleinflugzeug« [1]) . . .	D	35	—	—	5,4	4,4	165	340	1	123	—	10	—	—	9,2	10
Austin Whippet . .	D	45	Anzani	ja	6,4	4,8	226	330	1	137	45	6	12,3	27	7,3	2
Avro 534	D	35	Green	ja	7,6	5,3	376	382	1	107	45	20	16,5	23	10,9	$3^1/_2$
B. A. T. »Crow« (freitragend) . .	E	40	A. B. C. Gnat	—	8,3	6,3	100	180	2	114	—	—	—	—	5,5	2
Bristol »Babe«	D	40	Siddeley	ja	6,0	4,6	—	—	1	122	61	—	—	—	—	—
Blackburn »Sidecar«	E	40	A. B. C. Gnat	—	8,3	6,3	—	—	1	127	73	—	11,3	—	—	4
P. V. 8. »Kitten« .	D	30	A. B. C.	ja	6,0	4,6	162	284	1	140	53	12	9,7	29	9,5	—
Didier »Oiseau Bleu«	E	2 × 3	—	—	5,0	2,4	30	—	1	—	—	—	—	—	—	—
Farman »Moustique« . .	E	20	A. B. C.	ja	3,3	—	100	220	1	103	—	—	8,0	26	11,0	—
Lous Clément Triplane	Dr	35	Anzani	—	5,5	4,0	—	250	1	—	—	—	13,0	19	7,1	—
Marcay »Passpartout« . .	D	20	A. B. C.	ja	5,0	3,8	80	—	1	103	—	—	8,1	—	—	—
Potez »E. E, A. 8.« Duraluminbauart	D	50	Potez	—	8,0	5,6	220	420	2	—	—	—	19,0	22	8,4	3
Spad »H—30« . .	D	45	Anzani	ja	7,0	5,9	260	400	1	132	—	—	—	—	—	—
Fokker	E	30	—	[2])	6,0	4,0	—	—	1	113	56	15	—	—	—	—
Caproni »Pensuti—2« . .	Dr	35	Anzani	ja	4,0	3,8	—	230	1	95	—	—	—	—	6,6	—
Mauhi »16«	D	35	Anzani	—	4,9	4,2	152	255	1	113	—	—	11,9	21,4	7,3	2
Mauhi »16«	D	40	A. B. C. Gnat	—	6,0	4,2	160	254	1	128	—	—	11,9	21,4	6,4	—
Ricci »R—6« . . .	Dr	35	Anzani	ja	3,5	3,7	150	300	1	103	—	—	10,8	28	8,5	4
Paalson	D	50	Thulin	ja	7,9	5,7	320	490	1	123	38	—	—	—	9,8	—
Ace	D	40	Ace	ja	5,9	4,9	272	375	1	90	46	—	—	—	9,4	—
Dayton Wright »Messenger« . . .	D	37	De Palma	ja	5,8	5,3	216	425	1	130	56	—	—	28	8,8	—
Gallaudet »Chummy Flyabout« . . .	E	2 × 16	Indian	—	10,0	5,6	340	480	2	122	61	—	—	31	10,5	—
Hild and Marshonet	D	20	Hild and Marshonet	—	7,3	5,8	204	317	1	98	53	—	—	22	9,0	—
Jennings »Junior« .	D	35	Jennings	—	8,5	4,9	154	253	1	113	57	10	—	29	7,2	4
Jennings »Sportplane« . .	D	35	Jennings	—	5,5	4,0	159	258	1	206	—	—	—	—	7,4	—
Martin »K3« . . .	D	40	A. B. C. Gnat	ja	8,5	5,8	204	—	—	122	52	—	—	—	—	—
Maryland »Bellanca«	D	35	Anzani	ja	7,9	5,3	180	350	1	130	—	6	—	—	—	—
White »Sportplane«	E	18	Indian	—	7,0	4,3	95	176	1	76	—	—	—	—	—	3

[1]) Verspannungslose Metallbauart.
[2]) Fokker ist geflogen!

Aeronautics, Bd. 18, 15. April 1920, S. 312/13 (2½ Sp., 1 Zahltaf.). Hn. **2212.**

Flugzeugbespannung. Lacke und Lackieren von Flugzeugen. Zellulosenitrat ist billiger, aber leichter brennbar und gegen Öle weniger widerstandsfähig als der essigsaure Ester. Als Lösungsmittel für die salpetersauren Lacke dienen Amyl- oder Butylazetat, für die essigsauren Azeton, Tetrachloräthan usw., in Deutschland vor dem Kriege auch Äthyllaktat, als Verdünnungsmittel Spiritus und Benzin, als Zusätze bei Azetatlacken meist Triphenylphosphat, aber nicht in zu großen Mengen. Der Schutzaufstrich sollte gefärbt sein. Zu inniges Eindringen des Lackes vermindert die Reißfestigkeit. Gegen die Brennbarkeit helfen Überzüge von Mineralsalzen, Verbindungen, die feuerlöschende Gase entwickeln, und feuerfeste Beimengunen von Ammoniumphposhat, Zinkchlorid, Hexachloräthan o. dgl. — W. H. Smith. Bericht Nr. 83 aus dem 4. Jahresbericht des Landesbeirates für Luftfahrt (9 Sp., o. Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 11. Mai 1920, S. 417, Nr. 1048. E. **2211.**

Flugzeugteile. Gesenkschmieden mittels Fallhammers in englischen Automobil- und Flugzeugwerken. Eine größere Gesenkschmiedewerkstatt in Coventry arbeitet mit Hämmern der Brett's Patent Lifter Co. Beim Herstellen der Schmiedegesenke ist auf die Zugaben für Schrumpfen, Verjüngung und Bearbeitung Rücksicht zu nehmen. Die Gesenke werden aus Blöcken hergestellt, die zunächst an den Arbeitsflächen zum Anreißen verkupfert werden. Hierzu dienen am besten Blechschablonen, die auch für andere Werkzeuge zum Bearbeiten des betreffenden Stückes benutzt werden können. Zum Herstellen der Höhlung in dem Gesenk dienen eine Drehbank, eine Vertikal-Senkmaschine und Sondervorrichtungen, so daß die kostspielige Nacharbeitung beschränkt wird.

Die Brett's Fallhämmer haben ein besonders gut durchgebildetes Hubgetriebe, dessen Reibscheibe als dreirillige Bremsscheibe ausgebildet ist und beim Anziehen eines Steuerseiles den Bär mitnimmt. Den Dampf zum Betriebe dieser Hämmer kann man in einem Schmiedewerk in der Regel aus der Abhitze der Glühöfen gewinnen, die mit Kohlen oder Öl geheizt werden, wenn man nur für eine richtige Regelung der Speisewasserzufuhr sorgt. — (Nach »The Automobile Engineer.«) Der Motorwagen, Bd. 23, 10. und 20. Mai 1920, S. 213/16 und 235/37 (10 Sp., 17 Abb.). Hr. **2314.**

Flugzeugteile. Festigkeit von Streben: Fortschritt in Theorie und Praxis während des Krieges. Die Eulerschen Formeln versagen für kurze Streben, weil sie aus der Biegefestigkeit und nicht von der Bedingung des Bruches hergeleitet sind. Euler setzt voraus, daß die elastischen Kräfte im Material der Belastung das Gleichgewicht halten. Dann herrscht aber indifferentes Gleichgewicht, und die Durchbiegung bleibt unbestimmbar. Der Bruch tritt ein, wenn die Fließgrenze erreicht ist, und nicht durch ungleiche Dehnung. Mittels Erweiterung der Knickungsformeln läßt sich zeigen, daß die Annahme einer Bruchlast trotzdem richtig ist. Das durch die Belastung hervorgerufene Biegemoment darf nicht gleich den elastischen Kräften, sondern diese müssen größer sein. Die gebräuchlichen Beziehungen geben sehr gute Übereinstimmung mit Versuchen. Um Gewicht zu sparen, baut man an den Enden verjüngte Stiele. Für den Entwurf mit veränderlichem Trägheitsmoment gibt es Rechentafeln. Streben, die in der Mitte die halbe Länge gleichbleibend haben und sich nach außen geradlinig auf halben Querschnitt verjüngen, zeigen gute Festigkeit. — R. V. Douthwell. Aircraft Engineering, Bd. 1, Januar, Februar, März und April 1920, S. 22/24, 43/46, 82/85, 111/114 (43 Sp., 19 Abb.). Hn. **2214.**

Luftschiffbeschreibung. Das neue italienische Lenkluftschiff T 34 ist fertig; es ist halbstarr und dem Typ A nachgebaut. Länge 125 m, Höhe 275, Breite 25 m, Gasraum 36 000 m^3, 12 Gaszellen, 6 Luftballonette, eine Kabine für 120 Personen, Wasserbehälter an den Seiten der Gondel, sechs 500 PS-Ansaldo-San Georgio-Motoren, mittlere Geschwindigkeit 70 km/h, Höchstgeschwindigkeit 120 km/h, Nutzlast 13 t. — Illustrierte Flugwelt, Bd. 2, 12. Mai 1920, S. 298 (¼ Sp., o. Abb.). E. **2316.**

Luftschraubenversuche. Prüfungen von Verstellschrauben ergaben, daß die aufgenommene Leistung für alle Fortschrittsgrade mit dem Verstellwinkel zunahm. Für den Schub gilt das nicht. Für einen bestimmten Fortschrittsgrad z. B. wuchs der Schub nicht mehr für Verstellwinkel größer als 16°. Der größte Wirkungsgrad ergab sich bei rd. 8° Verstellung. — W. F. Durand und E. P. Lesley. Bericht Nr. 30 des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, »Luftschraubenversuche« (vgl. 2129, 2130, 2131, 2132, vorige Luru S. 166). Berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 11. Mai 1920, S. 417, Nr. 1071. E. **2215.**

Materialprüfung. Verwendung ultravioletten Lichtes zum Prüfen von Ballonstoffen, vor allem der Verschlechterung durch Zusammenwirken von Licht, Wärme und Feuchtigkeit, durch Bestrahlung mit einer Quarz-Quecksilberdampflampe, deren Strahlung gemessen werden konnte, aber für genaue Versuche zu unbeständig war. Die Alterung durch Bestrahlen ergab gewöhnlich ein geringes Anwachsen des Azetongehalts und anfängliche Abnahme der Durchlässigkeit, jedoch späteres Ansteigen infolge von Rissen. Beim Besprengen mit Wasser wurde der Stoff schneller schlecht. Ein Maß für die Wetterbeständigkeit ergaben die Prüfungen nicht. — Junius David Edwards und Irwin L. Moore. Bericht Nr. 35, II. Teil aus dem 4. Jahresbericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, 5 S., berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 27. April 1920, S. 376, Nr. 1052. E. **2219.**

Meßgerätebeschreibung. Meßverfahren zur Untersuchung von Lüftanlagen auf Schiffen. (Auch für die Flugtechnik wichtig sind:) Hakenrohre mit Windfahnen zum Anzeigen des statischen Druckes; empfindliche Staurohre mit einer oder zwei hintereinander gesetzten Düsen zum Verdoppeln oder Verdreifachen der Druckanzeige, nach Bourdon; Druckmesser nach Freudenthal bzw. Reichswerft, in geschlossenem Kasten kardanisch aufgehängt, mit großem Gefäß und gekrümmtem Druckrohr, also veränderlicher Empfindlichkeit je nach der Druckgröße, mit Umschalthahn, Sperrvorrichtung usw. — Freudenthal. Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure, Bd. 64, 15. Mai 1920, S. 371/374 (7 Sp., 21 Zeichnungen von Staugeräten, Druckmessern usw.). E. **2220.**

Meßgerätekunde. Die Änderung der Anzeige von Windmessern nach Robinson und Richard abhängig von der Windneigung wurde im Eiffelschen Windkanal untersucht. Die Drehzahl hängt von der Geschwindigkeit beim Schalenkreuz nach Robinson linear, beim Flügelrad nach Richard entsprechend einer Parabel dritten, bei kleinen Abmessungen auch zweiten Grades ab. Bei 30° Neigung gegen den Wind wird die Drehzahl beim Schalenkreuz um 10 vH größer, beim Flügelrad um 20 vH kleiner. Bei 80° bis 90° Neigung dreht sich das Flügelrad unregelmäßig und sogar im entgegengesetzten Sinne; das Schalenkreuz steht bei 75° und läuft bei größeren Neigungen verkehrt herum.

Eine Stange mit nur zwei Schalen besitzt zwei stabile und, in etwa 30° Abstand, zwei unstabile Gleichgewichtslagen. Sie dreht sich nur bei größeren Windstärken; von einer stabilen bis zur nächsten unstabilen Lage bremst der Wind. — C. E. Brazier. Comptes Rendus de l'Académie des Sciences, Bd. 107, 8. März 1920, S. 610/612 (2½ S., o. Abb., 1 Zahlentafel der Meßergebnisse). **2221.**

Motorverdichtung. Verpuffungsmotoren für geringe Luftdichten. Aus dem Verdichtungsverhältnis 1 : 4,8 der gewöhnlichen Motoren berechnet sich mit dem Kreisprozeß für die Höhe 5,3 km mit dem halben Luftdruck (auf die Änderung der Temperatur, die halbe Luftdichten erst in rd. 6,5 km Höhe ergibt, ist keine Rücksicht genommen! Der Ber.) als zulässige Verdichtung 8,18. Mit diesem Wert ergeben die verschiedenen Verfahren zum Vermindern der Leistungsabnahme:

	J	Boden
Gewöhnlicher Motor	0,50	1,00
Überverdichtend, am Boden gedrosselt	0,62	0,62
Veränderliche Verdichtung durch verstellbare Kurbelwellen (bei Reihenmotoren)	0,62	1,00
Veränderliche Verdichtung durch verstellbaren Hub (bei Umlaufmotoren)	0,62	0,81
Überbemessener Motor	0,90	0,90
Motor mit Vorverdichtung	0,83	0,83

— Jean Villey. Comptes Rendus, Bd 170, 19. Januar 1920, S. 171/174 (3 S., o. Abb., 1 Zahlentaf.). Auch L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. April 1920 (1½ Sp., o. Abb., 1 Zahlentaf.); Auszug aus: La Revue de l'Ingénieur vom März 1920. — Vgl. auch 2324. E. **2323.**

Motorverdichtung. Anpassung des Verpuffungsmotors an große Höhen. Das Motordrehmoment hat in 5,3 km Höhe nur noch den halben Wert, in 10 km wäre es ¼ des Bodenwertes (dabei ist angenommen, daß das Drehmoment dem Luftdruck, nicht der Luftdichte, proportional sei. Das trifft nicht genau zu, vgl. S. 122). Es gibt Verfahren, diese Abnahme zu vermindern. Die annähernde Berechnung ihrer Wirkungsweise auf Grund des Idealkreisprozesses und der Drehmomentabnahme mit dem Luftdruck bis 5,3 km geben keine strengen Schlüsse, sondern nur Anhaltspunkte für Versuche. Von den verschiedenen Arten des Höhenmotors ist der überbemessene bei geringer Überlastung zu gleichbleibender Leistung bis in große Höhen fähig. Eine Grenze ist durch die Zündung gesetzt, die bei Gemischen von zu geringer Dichte versagt, aber mit gewöhnlichen Motoren bis über 6 km Höhe ausreicht. In geringeren Höhen muß selbsttätig gedrosselt werden. Zurzeit genügt die Berechnung bis zu 5,3 km (vgl. 2323). Für die Höhen von etwa 10 km der zukünftigen Luftfahrt spielt der Motor ebenfalls die Hauptrolle, doch sind auch Verstellschrauben und Wechselgetriebe weiter zu entwickeln.

Man kann die verschiedenen Verfahren der Höhenmotoren auch vereinigen. Doch verträgt sich die Vorverdichtung (Rateau) nicht mit der Überbemessung, die auf geringes Gewicht abzielt. Die Vorverdichtung könnte aber in den Höhen einsetzen, wo die Überbemessung nicht mehr zündet. — Jean Villey. Comptes Rendus, Bd. 170, 1. März 1920 (Nr. 10), S. 557/560 (3 S., o. Abb.); L'Aérophile, Bd. 28, S. 104/105 (2 Sp., o. Abb.). E. **2324.**

Motorverdichtung. Betrachtungen über den Flug in sehr großen Höhen und über die Verwendung der Kreiselverdichter. Die von Villey (vgl. 2323, 2324) angeführten Zahlen über Kreiselverdichter stammen von älteren Versuchen. Auch in Amerika hat man mit Vorverdichtung Erfolge erzielt.

Der überbemessene Motor kann es mit dem vorverdichteten nicht aufnehmen. Außer den Schwierigkeiten der Zündung dünner und kalter Gemische sind ihm hinderlich die gleichbleibenden Reibungswiderstände, die ein Abnehmen der gewöhnlichen Motorleistung proportional der Luftdichte, vermindert um 0,11, bewirken und bei Vergrößerung des Motors noch zunehmen. Danach erfordert gleichbleibende Leistung bis 12 km Höhe, d. h. ¼ der Bodenluftdichte, nicht die vierfache, sondern die 5,35fache Kolbenfläche, also wesentlich längere und um 100 vH, nicht nur um 10 vH schwerere Motoren. Auch wird der Einheitsbenzinverbrauch um 43 vH höher.

Die Vorverdichtung ist dagegen mit gleichem Verbrauch und nur 20 vH Gewichtsvermehrung bis 12 km durch einstufige Gebläse zur Hälfte, durch zweistufige oder je zwei einstufige mit 20 vH Mehrgewicht vollständig zu erzielen. Jetzt hat man nicht nur bis 4 (Villey), sondern bis 5 und 6 km gleiche Dichte erhalten. Weiß hat im August 1919 mit einem Fluggast und vorverdichtetem 300 PS-Hispano 9 km erreicht und wäre noch höher gekommen, wenn es nicht gedunkelt hätte; am 19. März 1920 mußte er in 8 km Höhe wegen Sauerstoffmangels seinen 12 km-Versuch abbrechen. Daß er im Sturzflug die gemessene Bahngeschwindigkeit von 280 m/s erreicht hätte, ist wegen der schädlichen Widerstände des Nieuport unwahrscheinlich. Es waren höchstens 210 m/s. Schröder erreichte 11 km mit vorverdichtetem 400 PS-Liberty, er mußte wegen Sauerstoffmangels und der Kälte von —55° abbrechen.

Bei dem Aufstieg von Weiß zeigte sich, daß die Brennstoffpumpe versagte, weil das Benzin bei den geringen Drücken von selbst verdampfte. Auch gab der Verdichter nicht doppelten Druck. Die Leitungen müssen dicht, die Querschnitte richtig bemessen sein. — A. Rateau. Comptes Rendus, Bd. 170, 22. März 1920, S. 782/788 (6 S., o. Abb.). Auch L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. April 1920, S. 105/107 (4 Sp., o. Abb.). E. **2325.**

Motorverdichtung. Die Flüge in großen Höhen. Entgegnung auf die Erwiderung von Rateau (vgl. 2325). Die Unparteilichkeit erfordert, daß auch dem überbemessenen Motor sein Recht wird. Er ist planmäßig zu untersuchen. Es ist nicht nötig, die Bodenluftdichte als die vorteilhafteste zugrundezulegen. Die Abnahme der Leistung proportional der um einen festen Wert verminderten Luftdichte ist richtig. Die Reibungsverluste sind zum Teil (Steuerung, Pumpen- und Magnetantrieb od. dgl.) von der Leistung unabhängig, zum größeren Teil ihr proportional. Bemißt man den Motor also nicht nach der Formel, sondern nach dem Luftdichteverhältnis, so bleibt die Leistung nahezu gleich. Dasselbe gilt für den Einheitsverbrauch. Diese Annäherungsrechnungen sollten zu Versuchen, nicht zum Verdammen eines Verfahrens Anlaß geben.

Die Angabe einer Gewichtsvermehrung um 10 vH (vgl. 2323) bezog sich auf 5,3, nicht auf 12 km Höhe und ist wenigstens für Sternmotoren, wie Salmson, zulässig. Auch die neueren Rateaugebläse geben nur bis 4 km volle Verdichtung. Das verbessert die Flugleistungen bereits wesentlich. Für gleichbleibende Leistung über 5 km müßte man mehrstufige Anlagen verwenden, deren Wirkungsgrad größer sein müßte als das Verhältnis der Verdichternutzleistung zur Gesamtleistung der Auspuffgase. Die Vorverdichtung hatte bereits praktische Ergebnisse. — Jean Villey. Comptes Rendus, Bd. 170, 19. April 1920, S. 924/927 (3 S., o. Abb.). E. **2326.**

Motorverdichtung. Die Motoren mit Kreiselvorverdichtern (vgl. 2326). Schwierig ist es, ein Metall zu finden, das der Rotglut (Auspuffgase) widersteht und ein Rad von 0,15 bis 0,18 Dmr mit 30 000 U/min zu betreiben gestattet. Versuche mit einem Breguet-Flugzeug mit 300 PS-Renauldmotor und 1,7 t Gesamtgewicht ergaben: Gipfelhöhe ursprünglich 6 km/h, Geschwindigkeit in dieser Höhe 145 km/h, mit dem Kreiselverdichter 50 vH mehr. Man wird

bis 375 km/h erzielen können. Für kürzere Strecken lohnt sich der Aufstieg in größere Höhen nicht. Der Geschwindigkeitsgewinn beim Fliegen über 6 km Höhe würde durch schwere Unzuträglichkeiten für die Reisenden erkauft. Die Technische Abteilung für Luftfahrt läßt 20 Nieuport-Flugzeuge mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motoren und Vorverdichtern bauen, doch sind die Versuche wegen Mangels an Benzin und Sauerstofflaschen ausgesetzt. (In der Aussprache werden u. a. von Rateau, Breguet, Garsaux, Soreau usw. verschiedene mit dem Höhenflug zusammenhängende Fragen, insbesondere die geschlossene Kabine, erörtert). — J. Weiß. L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. April 1920, S. 126/128 (2½ Sp., o. Abb.). E. **2327.**

Motorzündung. Kitte für Zündkerzen (Cements for spark plugs). Die Schwierigkeiten bei den Bindemitteln zwischen Elektrode und Isolator unter den Betriebsverhältnissen der überverdichtenden Flugmotoren beruhen auf Verbrennung oder Zerstörung der Elektroden infolge von Vorgängen im Kitt, auf Wechselwirkungen zwischen Kitt und Elektrode, auf Brüchen der Isolatoren und auf Rissen im Kitt infolge ungleicher Wärmedehnung, mit Undichtheiten und Gasverlusten. Chemische Einwirkungen sind durch einen Kitt aus Natronsilikat und rohem Kaolin fast ausgeschaltet; ferner haben erfolgversprechende Versuche mit mechanischer Abdichtung ohne Kitte stattgefunden. H. F. Staley. Technischer Aufsatz Nr. 155 des amerikanischen Eichamts (Bureau of Standards), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 11. Mai 1920, S. 413, Nr. 1003. Hr. **2226.**

Motorzündung. Messen der Wärme von Zündfunken. (A method of measuring the heat energy of ignition sparks.) (Vgl. 2022, Luru S. 166.) In einem mit Kupferblech ausgeschlagenen Kasten liegen zwei annähernd gleiche Kupferblöcke. Der eine ist hohl und enthält eine regelbare Funkenstrecke (gewöhnlich 2,1 mm), die mit einer Spitze geerdet, mit der andern an den Magneten angeschlossen wird. Ein Thermoelement mit Galvanometer mißt den Temperaturunterschied der beiden Blöcke. Die Funken in dem hohlen Block springen 2 min über; nach 1 min Pause (zum Ausgleich der Erwärmung) liest man ab, läßt die Funken weitere 2 min überspringen usf. Die Ablesungen werden über der Zeit aufgetragen.

(Die Quelle zeigt am Diagramm eines ZH6-Boschmagneten den Verlauf der Zündfunkenwärme mit steigender Drehzahl; diese hält sich gleichmäßig zwischen 1250 und 3500 U/min, zwischen 0,06 und 0,08 Joule für den einzelnen Funken.) — F. B. Silsbee u. a. Aus dem 5. Jahresbericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt (5 Sp., 5 Abb.). Berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 11. Mai 1920, S. 413, Nr. 1042. Hr. **2227.**

Ortsbestimmung. Ein Problem der Ortsbestimmung: Das Zurückkehren zum Ausgangspunkt bei mangelnder Sicht ist unmöglich, wenn man einfach einen um 180° größeren Kurs steuert. Es muß vielmehr zum doppelten Winkel der Reiserichtung 180° hinzugezählt und der ursprüngliche Kurswinkel wieder abgezogen werden, um den Kurs zu erhalten, der das Flugzeug bei gleichbleibendem Wind an den Ausgangspunkt zurückführt. — Hirschauer. L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. April 1920, S. 117 (2 Sp., 1 Skizze). E. **2328.**

Strömungslehre. Die Strömungseigenschaften dicker Tragflügel, die sich freitragend ausbilden lassen (The aerodynamic properties of thick aerofoils suitable for internal bracing). Während in England noch keine Versuche mit den dicken Flügeln nach Art der deutschen gemacht sind (vgl. Luru S. 133), bringt der 75. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt Messungen mit dicken Flügeln. Als erster war der Antoinette (1910) freitragend, später Fokker und Junkers. Untersucht wird der Einfluß der Wölbung auf Ober- und Unterseiten, der Verdickung eines dünnen Flügels in der Mitte, der Hinzufügung einer eingewölbten unteren Fläche, der Änderung der mittleren Dicke, sowie der Flügelteile längs der Spannweite und verwickelterer Änderungen für Dicke und Tiefe. Die Modelle hatten meist rechteckige Enden und ein Seitenverhältnis 1 : 6, bestanden aus Wachs und wurden nach Bericht Nr. 74 hergestellt.

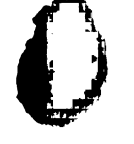
Bei dickem Profile muß die größte Höhe in ⅓ Tiefe liegen; liegt sie weiter hinten, so wird der Gipfel der Auftriebskurve niedriger und flacher, andernfalls wird der Auftrieb geringer und sogar unstabil. Am günstigsten war eine Dicke von 0,16 der Flügeltiefe (76 mm). Dünne Austrittskanten besserten nichts. Die beste Gleitzahl war 1 : 13. Wenn die Unterfläche des Profils mehr gewölbt ist, rückt der Widerstandsmindestwert zu kleineren Einstellwinkeln. Das beste Profil, mit ungefähr flacher Unterseite, das »Grundprofil« Nr. 16 mit 0,158 Dickenverhältnis, dem höchsten Auftriebsbeiwert 1,54 (also das 1,5fache des RAF15!) und der besten Gleitzahl 1 : 13,1. (also um $^1/_5$ geringer als bei den üblichen Profilen).

Sieben Flügel mit dem dicken Profil, deren Ordinaten aber nach den Enden hin abnehmen bis zu einem Dickenverhältnis 0,077 bzw. 0,040: Die beste Gleitzahl, 1 : 18,2 bei 4° Anstellwinkel, hat der dünnste der Flügel. Der größte Auftrieb gehört zur »Grundform« im Mittelschnitt bei etwa halb so dicken Flügelspitzen. Im Verlauf einiger Auftriebskurven zeigen sich Unstetigkeiten. Der kleinste Widerstand sinkt für den dünnsten Flügel auf 0,019. Die Druckpunktwanderung ist vor allem bei den dicken Flügeln gering. Der in der Mitte recht dicke, an den Spitzen dünne Flügel Nr. 46 zeigt gegenüber dem USA2 7 vH mehr Größtauftrieb und um 3 vH größere beste Gleitzahl.

Vergrößert man das Dickenverhältnis durch Wölben der Unterfläche auf 0,20 mit einer dem Oberflügel entsprechenden Verjüngung nach vorn und hinten, so wird der größte Auftrieb um 3 bis 6 vH, der Widerstand für die kleineren Anstellwinkel, im Mindestwert von 20 vH, verringert, die Gleitzahl im Höchstwert geringfügig verkleinert, für andere Werte beträchtlich vergrößert. Diese Schnitte sind auch wegen des großen Raumes für Holme zu empfehlen.

Bei Flügeln, deren Dicke von einem bestimmten Mittelschnitt zu einem bestimmten Endwert in verschiedener Weise abnimmt, sinkt der Auftrieb mit sinkender mittlerer Dicke, ebenso der Widerstand, jedoch nicht immer für große Anstellwinkel; auch die Gleitzahl (bis auf 1 : 17,4).

Abnahme der Flügeltiefe, z. B. durch ähnliche Verkleinerung des Mittelschnittes, darf nicht übertrieben werden. Bei großen Flugzeugen kann die baulich vorteilhafte Abnahme der Flügeltiefe außen auf weniger als $^2/_3$ des Mittelschnittes noch günstig sein. Der Höchstauftrieb wurde um 5 vH gesteigert, die Gleitzahl nahm bei starker Verjüngung beträchtlich, bei der auf ⅔ nur wenig ab. Diese Verhältnisse sollen weiter verfolgt werden.



Die Ergebnisse sind schwer zu vergleichen. Sie werden abhängig vom Verhältnis der Flügeltiefe zur mittleren Dicke aufgetragen. Der Auftriebsbeiwert nimmt mit zunehmendem Dickenverhältnis ab, bei kleinen Anstellwinkeln auch der Widerstand und für mittlere Winkel bzw. geringe Auftriebsbeiwerte die Gleitzahl ebenfalls. Die Eigenschaften eines Flügels mit veränderlichem Profile kann man daher aus denen eines zylindrischen Flügels angenähert ableiten. Doch darf die Wölbung den »kritischen« Beiwert von 0,159 der Tiefe nicht überschreiten. Verjüngung nach den Enden gibt bessere Eigenschaften bei größerer Geschwindigkeit.

Gegenüberstellung: 1. Dicke Flügel können bis 50 vH größeren Höchstauftrieb geben; 2. jedoch wird die Strömung bei großen Anstellwinkeln leichter unstabil; 3. der Winkel verschwindenden Auftriebs tritt bei geringeren, der Unstetigkeitspunkt bei höheren Anstellwinkeln auf, der Flugbereich wird also größer; 4. der kleinste Widerstand ist höher, nimmt aber bei Anstellwinkeländerungen langsamer zu; 5. die beste Gleitzahl ist schlechter, nimmt aber gleichfalls langsamer zu; 6. der Druckpunkt liegt weiter nach hinten und wandert weniger; 7. dicke Flügel sind bei großen Anstellwinkeln besser, verjüngte Flügel geben bessere Gleitzahlen als dünne Profile. Bei einem Dickenverhältnis 1 : 0,27 in der Mitte und Verjüngung nach Profil und Umriß könnte man bei 1,5 m Tiefe mit 350 mm Holm auskommen. Der Auftrieb greift nahe am Rumpfe an. Durch Weglassen der Außenverspannung kann in einem Beispiele die Geschwindigkeit um 11 vH, die Mindestleistung um 15 vH, die Steiggeschwindigkeit um 21 vH verbessert werden. Weitere Vervollkommnungen sind zu erwarten, Versuche an naturgroßen Flugzeugen notwendig. — F. H. Norton. Flight, Bd. 12, 22., 29. April, 12. Mai 1920, S. 448/451, 480/483, 499/501 (20½ Sp., 19 Zeichn. bzw. Schaubilder, 6 Zahlentaf.). E. **2228.**

Wetterkunde. Wetterfilme sind technisch außerordentlich schwierig herzustellen wegen der Notwendigkeit des Zeichnens einer großen Zahl von Zwischenbildern. Bei der praktischen Ausführung wurden zwischen die sechsstündigen Luftdruckkarten zur Wetterlage eines Hochwasserunglücks so viele Zwischenkarten eingeschaltet, daß auch der Nichtfachmann die Entwicklung der einen aus der andern erkennen konnte. Nun wurden die Isobaren durch Perlschnüre verschiedener Dicke nachgelegt, diese in mehrmonatiger Arbeit allmählich verschoben und jedes Linienbild aufgenommen. Die Windrichtungen konnten nicht dargestellt werden, da sie durch örtliche Einflüsse zu sehr gestört sind. Das Laufbild zeigt die Wanderung der Hoch- und Tiefdruckgebiete, das Vereinigen, Zerfallen und gegenseitige Beeinflussen der einzelnen Tiefs; es ist als Lehrstoff wohl geeignet. — C. Kastner. Luftfahrt, Bd. 24, Juni 1920, S. 93 (2 Sp., 1 Ausschnitt aus einem Wetterfilm.) E. **2329.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der vierstelligen Zahl am Schluß, die dem »Flugarchiv« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller entspricht (z. B. 2329 = 29. Bericht aus Heft 23).

III. Gewerblicher Rechtsschutz.

(Bearbeitet vom Technischen Archiv des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller G. m. b. H.)

Deutschland.

Gebührenerhöhung in Patent-, Gebrauchsmuster- und Warenzeichensachen.

Der von der Reichsregierung der Nationalversammlung vorgelegte Entwurf eines Gesetzes, betreffend patentamtliche Gebühren, ist unverändert angenommen worden. Bei der Wichtigkeit, die der Vorlage zukommt, und dem Interesse, das in weiten Kreisen daran besteht, sobald als möglich über die neuen Vorschriften unterrichtet zu werden, bringen wir nachstehend die fünf Paragraphen, aus denen der Entwurf besteht, nebst dem zugehörigen Tarif zum Abdruck. Das Gesetz tritt am 23. Juni in Kraft.

Entwurf eines Gesetzes über patentamtliche Gebühren

§ 1.

Die in dem anliegenden Tarif angeführten Gebühren sind in Höhe der daneben angegebenen Beträge an das Reichspatentamt zu zahlen.

§ 2.

Wird die tarifmäßige Gebühr für einen Antrag nicht gezahlt, so gilt der Antrag als nicht gestellt. Die Anmeldung eines Schutzrechts ist nicht als Antrag im Sinne dieser Vorschrift anzusehen.

§ 3.

Führt die Anmeldung eines Gebrauchsmusters nicht zur Eintragung, so wird die Hälfte der tarifmäßigen Anmeldegebühr erstattet.

§ 4.

Die Vorschriften im § 2 Abs. 3 Satz 2 und im § 24b Abs. 2 Satz 2 des Gesetzes zum Schutze der Warenbezeichnungen vom 12. Mai 1894 in der Fassung des Gesetzes zur Ausführung der revidierten Pariser Übereinkunft vom 2. Juni 1911 zum Schutze des gewerblichen Eigentums vom 31. März 1913 (Reichs-Gesetzbl. 1894 S. 441, 1913 S. 236) finden auf die tarifmäßigen Anmeldegebühren keine Anwendung.

§ 5.

In dem Beschlusse, durch den über einen Einspruch oder einen Widerspruch entschieden wird, kann das Reichspatentamt nach freiem Ermessen bestimmen, inwieweit einem Beteiligten im Falle des Unterliegens die Kosten des Verfahrens zur Last fallen.

Gebührentarif.

Es beträgt die Gebühr:

I. Bei Patenten.

(Patentgesetz vom 7. April 1891 — Reichs-Gesetzbl. S. 79.)

1. Für die Anmeldung (§ 20 Abs. 3) . . . . 80 M.
2. Für das erste Patentjahr (§ 24 Abs. 1) . . . . 80 »
3. Für den Zuschlag bei Nachzahlung einer weiteren Jahresgebühr (§ 8 Abs. 3) . . . . 20 »
4. Für die Einlegung der Beschwerde (§ 26 Abs. 1) . . 50 »
5. Für den Antrag auf Erklärung der Nichtigkeit oder auf Zurücknahme oder auf Erteilung einer Zwangslizenz (§ 28 Abs. 4) . . . . 300 »
6. Für die Erhebung des Einspruchs (§ 24 Abs. 2) . . . 50 »
7. Für die Anmeldung der Berufung (§ 33 Abs. 1) . . . 500 »

II. Bei Gebrauchsmustern.

(Gesetz, betreffend den Schutz von Gebrauchsmustern, vom 1. Juni 1891 — Reichs-Gesetzbl. S. 290.)

1. Für die Anmeldung (§ 2 Abs. 5) . . . . 60 M.
2. Für die Verlängerung der Schutzfrist (§ 8 Abs. 1) . . 150 »

III. Bei Warenzeichen.

(Gesetz zum Schutze der Warenbezeichnungen vom 12. Mai 1894 — Reichs-Gesetzbl. S. 441; Artikel III des Gesetzes zur Ausführung der revidierten Pariser Übereinkunft vom 2. Juni 1911 zum Schutze des gewerblichen Eigentums vom 31. März 1913 — Reichs-Gesetzbl. S. 236.)

1. Für die Anmeldung (§ 2 Abs. 3) . . . . 100 M.
2. für die Anmeldung eines Verbandszeichens (§ 24b Abs. 2) 500 »
3. für die Erneuerung (§ 2 Abs. 3). . . . . 100 »
4. für die Erneuerung eines Verbandszeichens (§ 24b Abs. 2) 500 »
5. für die Nachholung der Erneuerung (§ 8 Abs. 3) . . 20 »
6. für die Einlegung der Beschwerde (§ 10 Abs. 2) . . 50 »
7. für die Erhebung des Widerspruchs (§ 5 Abs. 1) . . 50 »
8. für den Antrag auf Löschung im Falle des § 8 Abs. 2 Nr. 2 . . . . 100 »

IV. Bei Patenten, Gebrauchsmustern und Warenzeichen.

1. Für den Antrag auf Wiedereinsetzung in den vorigen Stand . . . . 20 M.
2. für den Antrag auf Eintragung einer Änderung in die Rolle:
   a) bei einer Änderung in der Person des Inhabers. . 20 »
   b) bei einer Änderung anderer Art . . . . 10 M.

   Anmerkung zu a und b:
   1. Die Sätze gelten auch für einen Antrag, der mehrere, aber weniger als sechs in derselben Rolle eingetragene Schutzrechte betrifft. Sie erhöhen sich für jedes weitere Schutzrecht um 5 M.
   2. Die Gebühr ist, wenn der Antrag sich auf mehrere Rollen erstreckt, für jede Rolle gesondert zu berechnen.
   3. Wird der Antrag vor der Eintragung des Schutzrechts gestellt, so ermäßigt sich die Gebühr auf die Hälfte.
3. für den Antrag auf Erteilung einer weiteren Ausfertigung der Urkunde über das eingetragene Schutzrecht . . 10 M.
4. für den Antrag auf Erteilung eines Rollenauszugs . 10 »
5. für den Antrag auf Ausfertigung eines Prioritätsbelegs 20 »
6. für den Antrag auf Erteilung einer sonstigen Bescheinigung . . . . 10 »

(Deutscher Reichsanzeiger, Nr. 120, 4. Juni 1920.)

Erteilte deutsche Patente.

77h, 5. 321249. Allseitig schwingbarer Steuerhebel. Henri Mainguet in Paris. Patentiert im Deutschen Reiche vom 20. April 1910 ab. Für diese Anmeldung ist bei der Prüfung gemäß dem Unionsvertrage vom 20. März 1883/14. Dez. 1900 die Priorität auf Grund der Anmeldung in Belgien vom 20. April 1909 anerkannt.

Den Gegenstand der Erfindung bildet ein allseitig schwingbarer Steuerhebel, der insbesondere für Flugzeuge bestimmt ist. Von den bekannten Steuerhebeln dieser Art unterscheidet sich der Erfindungsgegenstand dadurch, daß auch das Steuerrad nach allen Seiten schwingbar und außerdem lose drehbar auf dem allseitig schwingbaren Steuerhebel gelagert ist.

Diese neue Anordnung hat den Vorteil, daß sie fünf Steuerbewegungen ermöglicht und trotzdem nur wenig Raum beansprucht.

Die Steuerung mittels dieses neuen Steuerhebels erfolgt z. B. in folgender Weise: Die Stabilisierung der Maschine während des Fluges wird durch seitliches Ausschwingen des Steuerhebels *1* erreicht und die Höhensteuerung durch Vor- und Rückwärtsschwingen des Steuerhebels. Zum Wenden der Maschine während des Fluges wird das Steuerrad *7* ohne Schwingen des Hebels *1* für sich gedreht, so daß also die Steuerleitungen, die an einer Seilscheibe *8* angreifen, verstellt werden. Die sodann noch verbleibenden Steuerbewegungen durch Kippen des Handrades können nun noch zum Verstellen zusätzlicher Steuer oder in anderer Weise, z. B. auch zur Bedienung des Motors, nutzbar gemacht werden.

Patentanspruch:

Allseitig schwingbarer Steuerhebel, dadurch gekennzeichnet, daß das auf ihm lose drehbare Steuerrad auch nach allen Seiten schwingbar gelagert ist.

77h, 5. 320942. Flugzeug mit geschlossener Fahrzelle. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H. in Leipzig. Zusatz zum Patent 319462. Patentiert im Deutschen Reiche vom 1. Juni 1919 ab. Längste Dauer: 3. April 1934.

Nach der durch Patent 319462 geschützten Erfindung wird bei Flugzeugen mit geschlossener Fahrzelle die Anbringung einer an sich bekannten seitlichen Zugangs- bzw. Einsteigöffnung vo genügender Höhe dadurch ermöglicht, daß der obere Rumpfholm im Bereiche der Einsteigöffnung unterbrochen ist, und die hierdurch hervorgerufene Schwächung des Rumpfes dadurch aufgehoben wird, daß von dem oberen Holm ein besonderes Strebensystem nach dem Rumpfunterteil führt.

An sich ist es zwar möglich, dieses Strebensystem so durchzuführen, daß die durch den Holmausschnitt verursachte Rumpfschwächung wieder ausgeglichen wird durch das von den Holmenden abwärtsführende Strebensystem; jedoch gebietet die Vorsicht, für eine weitere Unterstützung dieser Konstruktion besorgt zu sein, und außerdem ist erwünscht, daß auch dieses Strebensystem zur Gewichtsverminderung in tunlichst geringen Abmessungen ausgeführt werden kann.

Tatsächlich ist diese Möglichkeit auch gegeben, wenn von den ohnehin zur Herstellung des Rumpfes mit der Fahrzelle erforderlichen Konstruktionsteilen richtiger Gebrauch gemacht wird.

Das geschieht gemäß der Erfindung dadurch, daß die sowieso kräftig zu gestaltende Einfassung der Türöffnung, d. h. der Türrahmen in seinem oberen Teile durch Diagonalstreben mit den beiden Enden des oberen Rumpfholmes fest verankert wird und unter Umständen das Verdeck so aus Sperrholz- bzw. Fournierholzplatten hergestellt wird, daß es gleich der verstrebten Türeinfassung in der Lage ist, Zug- und Druckbeanspruchungen aufzunehmen.

Patentanspruch:

Flugzeug mit geschlossener Fahrzelle nach Patent 319462, dadurch gekennzeichnet, daß der Rumpf im Bereiche der seitlichen Einsteigöffnung nach oben hin durch Streben versteift wird, die vom Holm nach dem Türrahmen führen.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 15. Juli 1920 Heft 13

Prüfung der Höhenleistung von Verbrennungsmotoren in der Unterdruckkammer

beim Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. Friedrichshafen.

Von Wilcke.

Zweiter Teil.

Die Durchführung der zahlreichen in der Unterdruckkammer vorgenommenen Versuche lag in den bewährten Händen des inzwischen verstorbenen Herrn Dipl.-Ing. Leitsmann. Seines unermüdlichen Eifers und restlosen Aufgehens in den schwierigen und körperlich oft sehr anstrengenden Arbeiten sei auch an dieser Stelle nochmals besonders gedacht.

Die Untersuchungen dienten vor allem zur Bestimmung der Art und Größe des Einflusses, den Überverdichtung und -Dimensionierung sowie Anbau eines Gebläses an den Vergaser für jene Motoren haben, bei welchen man den Leistungsabfall mit abnehmender Luftdichte, also wachsender Höhe, durch die genannten Mittel zu vermindern suchte. Ferner wurde noch der Brennstoffverbrauch, der Einfluß eines Unterschiedes zwischen Vergaserladedruck und Auspuffgegendruck, sowie die Wirkung von Temperaturänderungen der Verbrennungsluft bei verschiedenen Luftdichten geprüft.

Bei einem normalen Motor fällt bekanntlich die Leistung in der Höhe rascher, als dem Verhältnis der Luftdichten entsprechen würde, denn einesteils bleibt bei der abnehmenden Leistung die Leerlaufarbeit annähernd die gleiche, es verschlechtert sich also der mechanische Wirkungsgrad, anderseits nimmt in einem normalen Vergaser der Brennstoffanteil des Gemisches nicht im richtigen Verhältnis zum angesaugten Luftgewicht ab; das Gemisch wird in größerer Höhe zu reich, und damit wird auch der thermische Wirkungsgrad herabgesetzt.

I. Versuche mit normalen und überverdichteten Motoren.

Zahlentafel 1 und Abb. 1 zeigen Leistung und Benzinverbrauch eines HSLu-Motors (ohne Überverdichtung), mit welchem der erste Versuch in der Unterdruckkammer vorgenommen wurde.

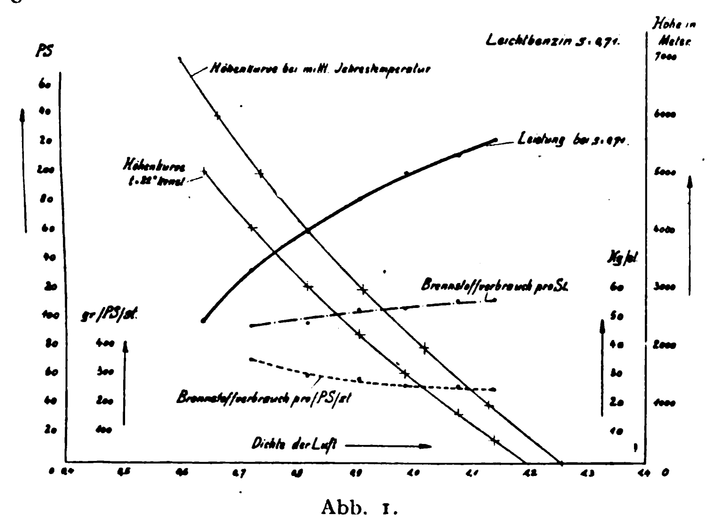


Abb. 1.

Der Motor entnahm seine Verbrennungsluft aus der Kammer, die Auspuffgase wurden durch das Gebläse abgesaugt; die Leistung war an einer Wasserbremse, der Brennstoffverbrauch durch Mengenmessung zu bestimmen. Durch Auspumpen der Kammer konnte der Luftdruck, welcher am Barometer abgelesen wurde, allmählich verringert werden, die Drehzahl des Motors blieb konstant, ungefähr $n = 1400$.

Da nun entgegen den wirklichen Verhältnissen im Luftraum die Temperatur der Kammer annähernd die gleiche blieb ($t = 22^0$ C), so gibt die für diese Temperatur bestimmte Höhenkurve nicht die im Freien mit gleicher Leistung erreichbare Höhe an; diese wäre in Wirklichkeit größer und kann richtiger aus der Höhenkurve für die mittleren Jahrestemperaturen bestimmt werden. Die Einwirkungen der in der Höhe niedrigeren Temperatur auf den Motor selbst, sowie die des wechselnden Auspuffgegendruckes sind hierbei noch nicht berücksichtigt. Der Brennstoffverbrauch nimmt seinem absoluten Werte nach mit der Höhe ab, dagegen steigt der spezifische Verbrauch — in g pro PS und Stunde — aus dem schon oben erwähnten Grunde an.

Zahlentafel 2 und Abb. 2 zeigen Leistung und Benzinverbrauch eines (überverdichteten) B-Motors bei zunehmender Luftdichte und gleicher Drehzahl für verschiedene Brennstoffe, Leichtbenzin vom spez. Gewicht $s = 0,725$ und Schwerbenzin mit $s = 0,780$. Die Versuchseinrichtung blieb wie oben beschrieben.

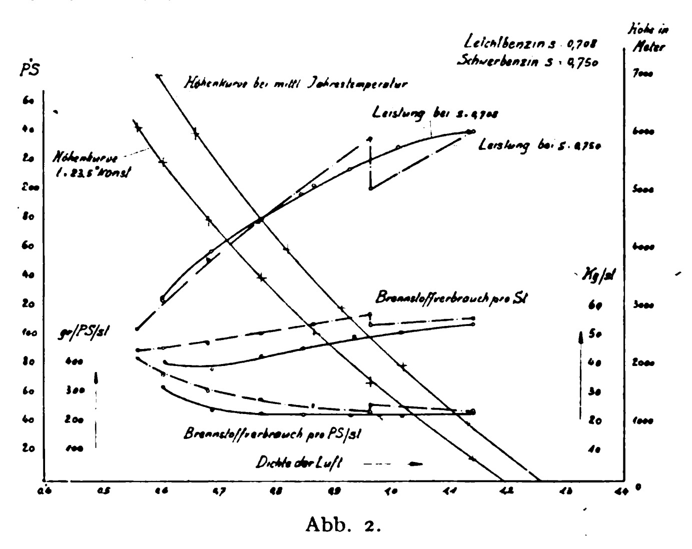


Abb. 2.

In geringerer Höhe wird der Vergaser gedrosselt, die Leistung fällt normal mit der abnehmenden Luftdichte, bis in ca. 2000 m Höhe der Vergaser ganz geöffnet wird, worauf die Leistung wieder bis zum Anfangswert anwächst, von hier an bei weiterer Abnahme der Luftdichte wieder langsam fällt. Durch eine bei diesem Motor angewendete Brennstoffsparvorrichtung kann auch der spezifische Benzinverbrauch in der Höhe mit dem Verbrauch bei normalem Luftdruck annähernd gleich gehalten werden.

Zahlentafel 3 und Abb. 3 geben Leistung und Brennstoffverbrauch eines B-Motors, ermittelt in verschiedener Höhe, sowie mit und ohne die Brennstoffsparvorrichtung bei konstanter Umdrehungszahl.

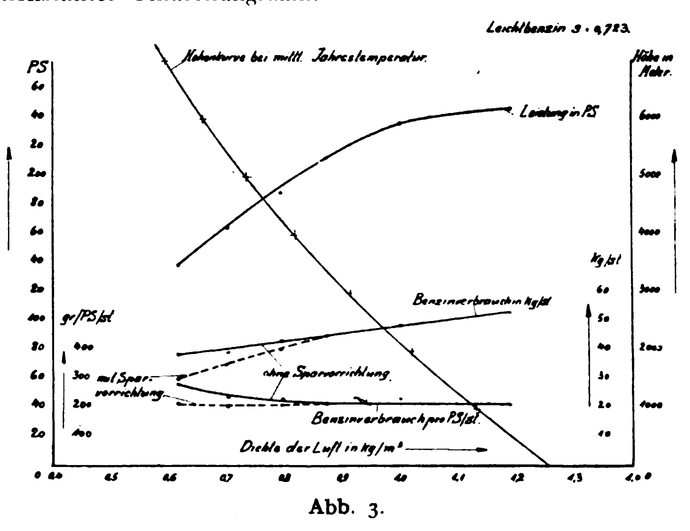


Abb. 3.

Die Sparvorrichtung wurde jedesmal so eingestellt, daß bei jedem Versuch in gleicher Höhe der Motor wieder die gleiche Leistung bei 1400 Umdr. in der min abgab, wie vorher

ohne den Sparer. Es wird hierbei, ohne daß der Vergaser selbst bei der vollen Leistung gedrosselt wird, der Querschnitt der Brennstoffzuführung verengt, so daß der mitgerissene Brennstoff im richtigen Verhältnis zum angesaugten Luftgewicht bleibt.

Der spez. Benzinverbrauch ist daher bei Verwendung der Sparvorrichtung in der Höhe ein viel geringerer als ohne diese.

Zahlentafel 4 und Abb. 4 u. 5 zeigen den Zusammenhang zwischen Umdrehungszahl und Leistung des B-Motors, ebenfalls bei verschiedenen Luftdichten in der Unterdruckkammer ermittelt. Die Drehzahlen wurden zwischen 1000 und 1600 in der min verändert, die Temperatur war konstant (ca. 18° C).

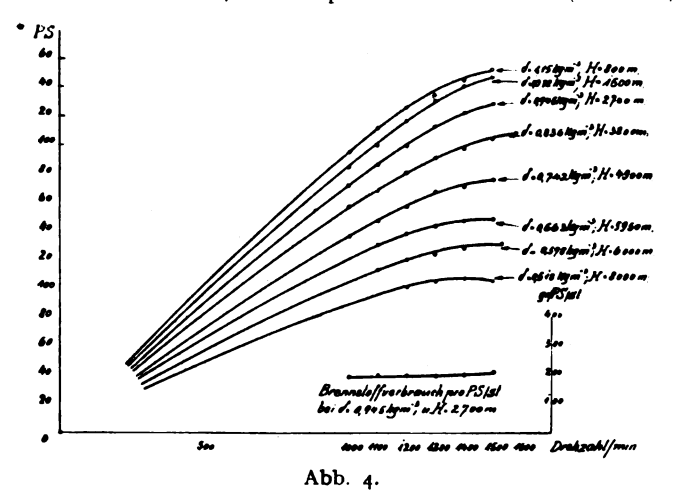


Abb. 4.

Der Motor läuft besonders in größeren Höhen mit 1500 und 1600 Umdr. in der min schlechter als bei geringeren Drehzahlen. Die Ursache dieser Erscheinung dürften die mit der Umlaufzahl rasch anwachsenden Massenkräfte der bei diesem Motor noch verwendeten, relativ schweren Graugußkolben sein.

Die Kurvenschar der Abb. 6 bezieht sich auf Versuche mit einem 8 Zylinder-C-Motor, welcher zwecks Feststellung des Einflusses einer automatischen Luftregulierung am Schwimmergehäuse auf den Benzinverbrauch bei verschiedenen Luftdichten in der Kammer untersucht wurde.

Die Umdrehungszahl war 1800 in der min, der Brennstoff Benzin vom spez. Gewicht 0,725.

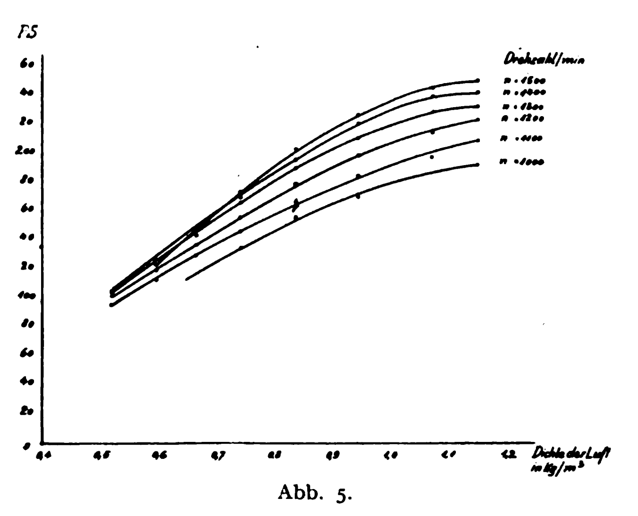


Abb. 5.

Ein Kurvenpaar zeigt den Benzinverbrauch des Motors in normalem Zustande, das andere Kurvenpaar den Verbrauch mit der automatischen Regulierung des Vergasers. Die Leistung blieb die gleiche. Am Schwimmergehäusedeckel war ein Rohr aufgelötet, das unter dem Einfluß einer Barometermembran mit zunehmender Höhe immer mehr gegen die Außenluft abgeschlossen wurde. Gleichzeitig war ein weiteres Rohr an die Vergaserdüse geführt, so daß sich der dort herrschende Unterdruck auf das Schwimmergehäuse übertrug. Die Verbindung zwischen Außenluft und Schwimmergefäß wurde außerdem noch durch eine Reihe abdeckbarer Löcher hergestellt, um die notwendige Größe dieser Verbindungsöffnung durch Probieren ermitteln zu können. Durch diese Einrichtung gelang es, den Brennstoffverbrauch des Motors in der Höhe zu vermindern.

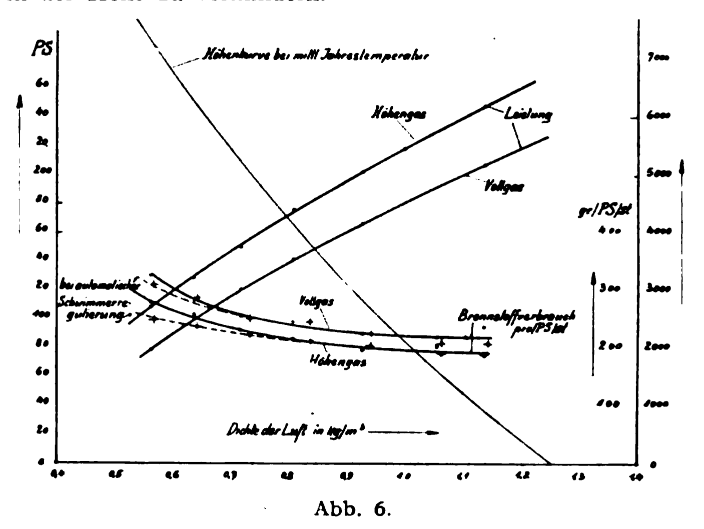


Abb. 6.

Die bisher beschriebenen Versuche — mit Ausnahme des ersten — wurden an Motoren vorgenommen, welche zum Zwecke der Verminderung von Leistungsverlusten in der Höhe mit stärkerer Verdichtung arbeiten, in Bodennähe jedoch, um Überbeanspruchungen zu vermeiden, abgedrosselt werden, also nur von einer gewissen Höhe ab mit ganz geöffnetem Vergaser arbeiten, so daß die definitive Abnahme der Leistung erst von diesem Augenblick an eintritt.

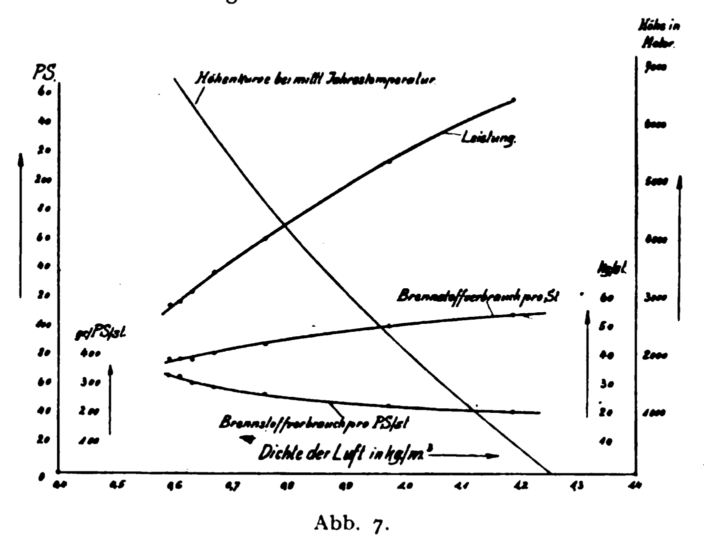


Abb. 7.

Die folgenden Versuche sollten nun mit Motoren gemacht werden, bei welchen man eine möglichst gleichbleibende Leistung dadurch zu erreichen suchte, daß man dem Vergaser die Luft durch ein Gebläse stets mit demselben Druck wie auf dem Boden anlieferte.

Eine Reihe von Versuchen dieser Art wurde an einem 260 PS-D-Flugmotor vorgenommen, zunächst ein Vorversuch zwecks Feststellung der Leistungsabnahme des Motors ohne Gebläse bei verminderter Luftdichte, wobei die Anordnung in der Kammer dieselbe war wie bei den vorher beschriebenen Versuchen. Diese Leistungskurve, welche zum Vergleich mit den Resultaten der folgenden Versuche dienen soll, ist in Abb. 7 und Zahlentafel 5 dargestellt.

Die Leistungskurve ließe sich übrigens mit genügender Genauigkeit durch eine Parabel ersetzen, deren Scheitel bei $Ne = 10$ und $\delta = 0{,}475$ liegt.

Ein zweiter Vorversuch sollte über das Verhalten des Motors, besonders des Vergasers, Aufschluß geben, wenn in der Saugleitung des letzteren ein Überdruck herrscht gegenüber der den Motor umgebenden Luft. Der Motor stand in diesem Fall in der Kammer, deren Luftdichte allmählich abnahm, die Verbrennungsluft wurde durch ein Rohr von außen zugeführt; es herrschte also in der Saugleitung stets ein Druck

von rd. 1 Atm. Die Benzinleitung muß nun natürlich unter demselben Druck gehalten werden, weil sonst die Luft das Benzin durch die Düse zurückdrücken würde.

Der Brennstoffbehälter hat immer atm. Druck, da er außerhalb der Kammer steht, das im Innern befindliche Meßgefäß wurde mit seiner Entlüftungsleitung an die Vergaserleitung angeschlossen, so daß sich der Druck ausgleichen konnte. Ferner stand das Schwimmergefäß durch den Überlauf ins Freie mit der Außenluft in Verbindung, hier wurde ein zweites Gefäß vorgehalten, in welches das Überlaufrohr einmündete und in dem sich der übertretende Brennstoff sammeln konnte. Das Gefäß wurde dann weiter zum Zweck des Druckausgleichs durch ein dünnes Rohr mit dem Vergaserrohr verbunden.

Die Luftzuführung zum Motor geschah durch ein Rohr, das durch die Wand der Kammer ins Freie mündete. Am Eintritt des Rohres in die Kammer wurde eine Klappe angebracht, um den Druck im Langrohr nach Belieben drosseln zu können. Druck und Lufttemperatur wurden kurz vor dem Vergaser gemessen. Die Versuche wurden derart durchgeführt, daß beim Auspumpen der Kammer durch Drosseln der Ansaugleitung vor dem Vergaser derselbe Druck hergestellt wurde wie in der Kammer; erst dann wurde durch Öffnen der Drosselklappe der Motor mit Luft von atm. Spannung gespeist.

Da der Vergaser an sich nicht für inneren Überdruck gebaut war, traten Luft und Benzin an verschiedenen Stellen aus. So am Schwimmergefäßdeckel, an der Führung der Schwimmernadel und an der Achse des Drehschiebers. Nachdem diese Stellen abgedichtet waren, ging der Versuch ohne weitere Schwierigkeiten vonstatten. Seine Resultate sind in Zahlentafel 6 aufgeführt.

Die Messung in 6000 m Höhe war bei Luftzuführung von außen mit der vorhandenen Einrichtung nicht möglich, das Gebläse konnte neben den Auspuffgasen nicht auch noch so viel Luft fördern, als durch Undichtheiten der Kammer einströmte.

II. Versuche mit Motoren in Verbindung mit Vorverdichter.

Der Vorversuch hatte gezeigt, daß bei guter Abdichtung der Vergaserleitung gegen den auftretenden Überdruck für den Betrieb des Motors keine Schwierigkeiten auftreten. Die nächste Versuchsanordnung wurde nun so getroffen, daß dem Motor seine Verbrennungsluft durch ein Gebläse geliefert wurde.

Der Kompressor saugt die Luft aus dem Freien an und führt sie in einem durch die Kammerwand gehenden Rohr dem Motor zu. Um das Gebläse unter den im Flugzeug auftretenden Verhältnissen arbeiten zu lassen, konnte in seiner Saugleitung durch eine Drosselklappe der den jeweiligen in der Kammer erreichten Höhen entsprechende Unterdruck eingestellt werden. Gleichzeitig mit der Vergrößerung des Druckverhältnisses nimmt die Temperatur der geförderten Luft zu, so daß mit unserer Versuchseinrichtung dem Motor Luft von verschiedenem Druck und verschiedener Temperatur zugeführt werden kann.

Die Motorleistung steigt natürlich bei Zufuhr von Druckluft rasch an, und die Abgase nehmen, wenn sie sich auf den in der Kammer herrschenden geringen Luftdruck ausdehnen, ein beträchtliches Volumen ein. Es zeigte sich schon bei dem vorhergehenden Versuche, daß der Aufenthalt in der Kammer bei größerem Unterdruck fast unerträglich wird, da das Gebläse, welches die Kammer aussaugt, für die große Menge der Auspuffgase etwas knapp bemessen war, außerdem die Verbrennungsluft dem Motor im geschlossenen Rohr von außen zugeführt wird, während sie bei den Versuchen der ersten Reihe durch die Kammer ging und diese belüftete.

Die Versuchsanordnung wurde deshalb endgültig so getroffen, daß der Saugstutzen des Kompressors an die Kammer angeschlossen wurde, daß also die gesamte Verbrennungsluft nun durch die Kammer ging, dann im Gebläse verdichtet und dem Motor zugeführt wurde. Diese Anordnung ermöglichte den Aufenthalt in der Kammer und eine genaue Durchführung der Versuche; allerdings mußte damit der Nachteil in Kauf genommen werden, daß das Druckverhältnis für die Kompression und damit die Temperatur der Verbrennungsluft durch den Luftdruck in der Kammer gegeben war. Eine weitere Schwierigkeit lag noch darin, daß der Kompressor für 4 Motoren bestimmt, also bei weitem nicht voll belastet war.

Da nun beim Kreiselgebläse mit abnehmender Förderung auch die erreichbare Druckhöhe abnimmt, so stellte sich bei gewissen Druckverhältnissen ein labiler Zustand ein, der größere Schwankungen des Druckes zur Folge hatte. Es war bei den Versuchen daher mehrfach unmöglich, den Druck in der Kammer konstant zu halten und genaue Versuchswerte für die betr. Höhe zu finden.

Im übrigen ging das Zusammenarbeiten von Motor und Gebläse ohne Schwierigkeit vonstatten, der Motor lief bei größeren Überdrücken mit entsprechend größerer Leistung und etwas hart, aber ohne Selbstzündungen; auch Lufttemperaturen von über 100° C vor dem Vergaser wurden erreicht, ohne daß Frühzündung eintrat.

Der spez. Brennstoffverbrauch nimmt mit höherem Druck ab, wie sich schon früher gezeigt hatte. Eine Auswahl von Versuchen, bei denen die Umdrehungszahl des Motors konstant war, ist in Zahlentafel 7 gegeben.

Durch weitere Versuche wurde die Charakteristik des Motors festgestellt, d. h. die Abhängigkeit zwischen Leistung und Drehzahl, und zwar bei drei verschiedenen Luftdrücken.

Es sollte hierbei besonders ermittelt werden, welches Drehmoment der Motor bei verringerter Drehzahl und erhöhtem Druck noch leisten kann. Die Frage ist deshalb von Bedeutung, weil zur Ausnutzung einer gleichbleibenden Maschinenleistung in verschiedenen Höhen entweder ein verstellbarer Propeller nötig ist, oder die Drehzahl des Propellers mit zunehmender Höhe stets vergrößert werden muß. Um diese Änderung innerhalb zulässiger Grenzen zu halten, muß der Propeller am Boden mit geringerer Drehzahl als der normalen laufen, damit würde sich aber sein Schub beim Start vermindern, also gerade dann, wenn er am größten sein sollte. Eine Überlastungsmöglichkeit des Motors ist daher sehr erwünscht.

Die Versuche, deren Ergebnisse in Abb. 8 dargestellt sind, zeigen nun das Anwachsen von Drehmoment und Leistung bei drei verschiedenen höheren Drücken vor dem Vergaser. Der Motor lief auch bei großen Überdrücken bis 900 mm QS einwandfrei mit Maximalleistung bis zu 325 PS gegenüber 250 PS beim hiesigen Barometerstand und ohne Frühzündungen.

Der spez. Brennstoffverbrauch vermindert sich, so daß bei einer Leistung von 300 PS Verbrauchszahlen von nur 190 g/PSh erzielt wurden.

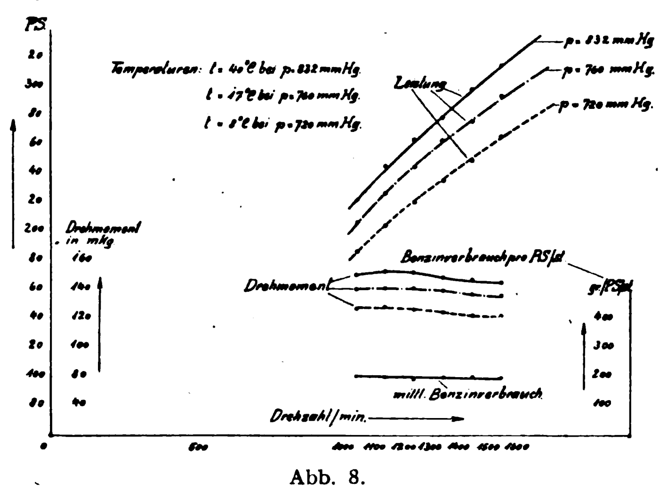


Abb. 8.

III. Einfluß von Luft-Temperatur und Auspuffgegendruck auf die Motorleistung.

Durch die Versuche der ersten Reihe war schon die Abhängigkeit zwischen Motorleistung und Luftdichte ermittelt worden, dabei war aber die Temperatur während eines Versuches fast konstant geblieben, so daß die dort erhaltenen Kurven die Abhängigkeit der Leistung vom Luftdruck bei T.-Konst. darstellten. Bei den Versuchen mit dem Gebläse, durch welches die Verbrennungsluft dem Vergaser mit sehr verschiedenen Temperaturen zugeführt wurde, zeigte sich nun, daß Druck und Temperatur der Ansaugluft bei ihrem Einfluß auf die Motorleistung nicht nach dem Gasgesetz zusammenhängen, daß die Leistung nicht proportional der absoluten Temperatur der Außenluft ist, vielmehr bei gleicher Luftdichte verschieden sein kann, je nachdem diese Dichte durch niedere Temperatur bei niederem Druck oder durch höhere Tempe-

Zahlentafeln zu den Versuchen in der Unterdruckkammer

1. — A Motor-Drehzahl $n = 1400$ min^{-1} = konst. — Benzin $s = 0{,}710$

Höhe	Barom.-Std.	Raumtemp.	Luftdichte	Leistung	Brennstoff-Verbrauch	
m	mm Q.-S.	°C	kg/m³	PS	kg/h	g/PSh
400	723	22	1,14	224	56,7	253
1550	626	22	0,986	201	53,8	268
3050	519	22	0,818	160	48,3	302
4060	457	22,5	0,720	133	47,3	356
5040	404	22,5	0,637	98	—	—

5. — D Motor-Drehzahl $n = 1400$ min^{-1} = konst.

Höhe	Barom.-Std.	Raumtemp.	Luftdichte	Leistung	Brennstoff-Verbrauch	
m	mm Q.-S.	°C	kg/m³	PS	kg/h	g/PSh
400	730	12,5	1,187	259	55,2	213
2000	600	13,5	0,973	216	51,0	230
4000	468	14,0	0,758	162	44,6	275
5000	414	14,0	0,670	139	41,6	299
6000	365	13,0	0,593	117	39,4	337

2. — B Motor-Drehzahl $n = 1400$ min^{-1} = konst. — Verschiedene Brennstoffe.

Höhe	Barom.-Std.	Raumtemp.	Luftdichte	Leistung	Brennstoff	Brennstoff-Verbrauch		Bemerkungen
m	mm. Q.-S.	°C	kg/m³	PS	spez. Gew. s	kg/h	g/PSh	
400	727	21,5	1,150	242	Schwerbenzin	56,4	233	ohne Höheng.
2600	553	23,5	0,870	204	$s = 0{,}750$	54,2	266	mit ,,
5500	386	24,5	0,597	125		46,0	368	mit ,,
400	730	25	1,087	242	Leichtbenzin	54,5	225	ohne ,,
2800	542	26,5	0,840	194	$s = 0{,}708$	45,9	237	
5500	388	25	0,605	126		41,1	326	
400	—	22	—	267	Benzol	61,4	230	ohne ,,
3100	—	15	—	196	$s = 0{,}876$	58,7	300	mit ,,
5500	—	—	—	140				mit ,,

3. B — B Motor-Drehzahl $n = 1400$ min^{-1} = konst; Benzin $s = 0{,}723$

Höhe	Barom.-Std.	Raumtemp.	Luftdichte	Leistung	Brennstoff-Verbrauch		Bemerkungen
m	mm Q.-S.	°C	kg/m³	PS	kg/h	g/PSh	
400	724	10,0	1,190	248	53,1	214	Voll- ohne Sparvor.
2800	535	11,7	0,875	213	45,8	215	Höhengas ,, ,,
2800	538	12,7	0,869	213	43,7	205	,, mit ,,
5500	382	14,4	0,617	139	38,9	280	,, ohne ,,
5500	382	14,3	0,617	139	30,0	216	,, mit ,,

4. — B Motor mit Spardüse und Graugußkolben — Verschiedene Drehzahlen

Drehzahl in der Min.	Höhe: 800 m — t = 21 °C Luftdichte 1,15 kg/m³		Höhe: 2700 m — t = 22,5 °C Luftdichte 0,945 kg/m³		Höhe: 4900 m — t = 21 °C Luftdichte 0,742 kg/m³		Höhe: 8000 m t = 18 °C Luftdichte 0,518 kg/m³	
n	Leistung PS	Brennst.-Verbr. g/PSh	Leistung PS	Brennst.-Verbr. g/PSh	Leistung PS	Brennst.-Verbr. g/PSh	Leistung PS	Brennst.-Verbr. g/PSh
1500	252	207	228	210	175	—	97,5	—
1300	234	205	212	197	167	209	105	—
1100	211	199	186	201	147	218	96	—

6. — D Motor Drehzahl $n = 1450$ min^{-1} = konst. = Verschiedene Drücke vor dem Vergaser.

In der Unterdruckkammer		Vor dem Vergaser gemessen:				Leistung	Brennst.-Verbr.
Höhe	Barom.Std.	Temp.	Druck-Untersch.	Absol. Druck	Luftdichte		
m	mm Q.-S.	°C	mm Q.-S.	mm Q.-S.	kg/m³	PS	g/PSh
400	729	— 1	— 5	724	1,237	250	251
1950	604	± 0	+ 5	609	1,037	221	261
3000	526	± 0	+ 193	719	1,223	271	234
4060	462	± 0	— 7	455	0,775	159	318
4080	460	± 0	+ 258	718	1,222	275	229

7. — D Motor mit Gebläse — Verschiedene Temperaturen und Drücke vor dem Vergaser.

In der Unterdruckkammer		Vor dem Vergaser gemessen:			Umdr/min	Leistung	Kühl.-Temp.	Brennst.-Vbr.	Drücke am Gebläse	
Höhe	Barom.-Std.	Temp.	Druck-Untersch.	Abs. Druck					Saugstutzen	Druckstutzen
m	mm Q.-S.	°C	mm Q.-S.	mm Q.-S.	n	PS	°C	g/PSh	mm Q.-S.	mm Q.-S.
400	728	+ 8	— 8	720	1350	236	53	215	—	—
400	736	+ 42	+ 96	832	1450	299	54	205	— 24	+ 98
1000	680	+ 29	+ 78	758	1450	274	61	223	— 57	+ 32
1000	680	+ 49	+ 125	805	1450	286	62	224	— 52	+ 75
2000	605	+ 42	+ 160	765	1450	275	45	231	— 150	+ 30
2000	602	+ 76	+ 227	829	1450	281	58	231	— 130	+ 100
3000	534	+ 79	+ 226	760	1450	267	51	238	— 205	+ 30
3500	490	+ 95	+ 295	785	1450	268	65	237	— 235	+ 80
4000	462	+ 105	+ 260	722	1450	247	63	245	— 260	+ 15
4500	434	+ 105	+ 240	674	1450	225	58	256	— 280	— 50



8. — D Motor mit Gebläse-Umdrehungszahl $n = 1450\ \text{min}^{-1}$

Höhe	Druck vor dem Vergaser	Leistung		Differenz der Leistungen	
		Gemessen N_2	aus der Kurve N_1	in PS.	in % von N_2
m	mm QS.	PS	PS	PS	%
1000	760	274	272,5	1,5	0,6
2000	,,	275	268	7	2,4
3000	,,	267	252	15	5,6
1000	780	278	277	1	0,4
2000	,,	285	274	11	3,9
3000	,,	268	257	11	4,1

9. — D Motor mit Gebläse — Reduktion der Leistungen auf gleichen Auspuffgegendruck und mittleren Druck am Vergaser — Drehzahl $n = 1450\ \text{min}^{-1}$

Höhe	Vor dem Vergaser		Leistung			mittl. Druck p	Brennstoff-verbrauch
	Absoluter Druck	Temperatur	Gemessen	Reduz. auf 400 m	Reduz. auf p		
m	mm Q.-S.	°C	PS	PS	PS	mm Q.-S.	g/PSh
400	720	10	250	250	252	725	226
3500	730	105	240	227	225		231
400	758	22	271	271	272	760	223
3000	760	79	267	253	253		238
400	777	31	280	280	281	780	207
3500	785	52	285	277	275		226
400	810	28	297	297	297	810	206
3000	808	87	277	264	265		232
400	832	42	299	299	298	830	205
3000	822	110	261	249	251		250
400	897	34	325	325	323	890	189
2000	885	95	276	268	268		231

ratur bei höherem Druck erreicht wurde. Der Zusammenhang zwischen Motorleistung, Luftdruck und Lufttemperatur wird also durch eine räumliche Fläche dargestellt werden müssen, die Kurven gleichen Druckes und gleicher Temperatur enthält.

Außerdem wird die Leistung noch vom Auspuffgegendruck beeinflußt, es müßte sich also als Endresultat eine Schar von räumlichen Flächen ergeben, von denen jede einzelne einem bestimmten Auspuffgegendruck, d. h. einer bestimmten Höhe entsprechen würde.

Um nun eine dieser Flächen annähernd genau festlegen zu können, wurde versucht, den Einfluß verschiedenen Auspuffgegendrucks auszuschalten, indem alle Versuche, die in verschiedenen Höhen gemacht wurden, auf die gleiche Höhe von 400 m zurückgeführt werden.

Der Auspuffgegendruck beeinflußt die Leistung der Maschine in doppelter Beziehung. Einmal wird bei konstantem Ansaugdrucke die Ausschublinie im Diagramm tiefer liegen, so daß die negative Diagrammfläche, die infolge der Ansaug- und Auspuffwiderstände auftritt, allmählich mit sinkendem Gegendruck zu voll und schließlich positiv wird und der Nutzarbeitsfläche des Diagramms zuzufügen ist, weil der Motor während des Saughubes als Druckluftmotor arbeitet. Diese Leistungszunahme beträgt bei 400 m Höhe rd. 4 vH. Der andere Einfluß besteht darin, daß der Abgasrest, der im Verdichtungsraum des Zylinders verbleibt und die neue Ladung verdünnt, mit abnehmendem Auspuffgegendruck dem Gewichte nach ebenfalls abnimmt, während das Gewicht der Ansaugluft — gleichen Ansaugdruck vorausgesetzt — immer das gleiche bleibt.

Beim Öffnen des Einlaßventils wird sich also das Volumen des Abgasrestes je nach dem Druck, den er besitzt, also je nach der Höhe, in welcher der Motor arbeitet, verringern; um das gleiche Volumen muß sich aber die neue Ladung vergrößern, was bei geringerem Auspuffgegendruck eine Vergrößerung der Leistung bewirkt.

Um nun diese Einflüsse des Auspuffgegendrucks, von welchen der letztere sich rechnerisch kaum erfassen läßt, auszuschalten, wurde in der Weise verfahren, daß mit den Resultaten einiger Versuche, welche bei konstantem Druck und verschiedener Temperatur, aber bei gleichem Barometerstand, also gleichem Auspuffgegendruck gemacht worden waren, zwei Kurven aufgezeichnet wurden, welche die Abhängigkeit der Motorleistung bei gleichem Druck (von 760 bzw. 780 mm QS) von der Temperatur anzeigen. Dann wurden aus früheren Versuchen solche ausgewählt, bei denen möglichst derselbe Druck vor dem Vergaser herrschte, die aber in verschiedenen Höhen gemacht worden waren. Die Unterschiede zwischen der letzteren Leistung (N 2) und der bei gleicher Temperatur aus dem Diagramm entnommenen Leistung (N 1) müssen nun von dem Einfluß des wechselnden Auspuffgegendruckes herrühren; sie werden in einem zweiten Diagramm (Abb. 10) in vH der in der Höhe gemessenen Leistung über der Höhe aufgetragen. Mit Hilfe dieses Korrekturdiagramms können dann alle in verschiedenen Höhen gemessenen Leistungen auf die Höhe von 400 m reduziert werden.

Aus der Kurve Abb. 10 ergeben sich z. B. die Leistungsdifferenzen für 1000 m zu 1 vH, für 4000 m zu 6,5 vH. Die Zahlentafel 8 zeigt einige der für Aufzeichnung der Leistungskurven in Abb. 9 zusammengestellten Versuchswerte, sowie die Differenz der Leistungen bei verschiedenem Auspuffgegendruck. Nach diesen Vorarbeiten war es möglich, die Leistung in ihrer Abhängigkeit von Luftdruck und Temperatur als räumliche Fläche darzustellen. Es wurden hierzu die in Zahlentafel 9 nach den Drücken vor dem Vergaser geordneten Versuchswerte zugrundegelegt. Die Umdrehungszahl ist konstant $n = 1450$ in der min.

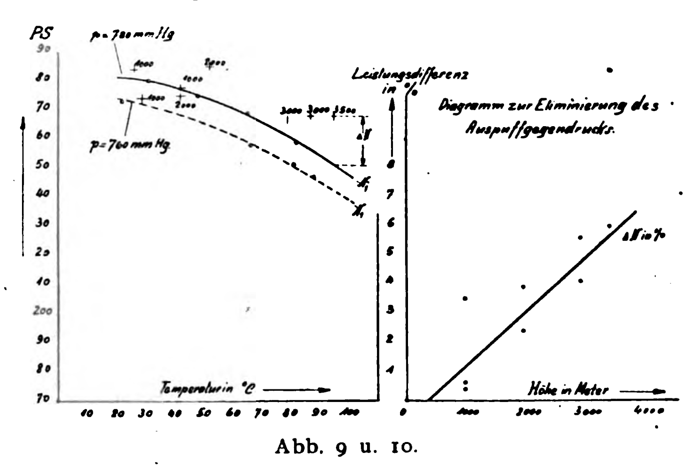


Abb. 9 u. 10.

Die Drücke am Vergaser sind in den einzelnen Gruppen nicht genau gleich, es war daher noch notwendig, die Leistungen innerhalb derselben auf jeweils gleichen Druck ($p = 725$ bzw. 760 usw.) zu reduzieren. Zu diesem Zweck wurden zunächst alle gemessenen und auf gleichen Auspuffdruck mittels der Korrekturkurve reduzierten Leistungen über der Temperatur aufgetragen und durch die Punkte Kurven gleichen Druckes gelegt.

Dieses vorläufige Diagramm läßt sich umzeichnen in ein anderes, bei dem die Leistung über dem Druck aufgetragen wird und welches dann entsprechende Kurven gleicher Temperatur aufweist. Diese Kurven zeigen so schwache Krümmung, daß sie innerhalb kleinerer Druckschwankungen als geradlinig angesehen werden können, so daß die Leistungszunahme auf 1 mm Druckzunahme angegeben werden kann.

Diese Werte sind in Zahlentafel 9 in Spalte 6 aufgeführt, und mit ihnen kann nun die räumliche Fläche konstruiert

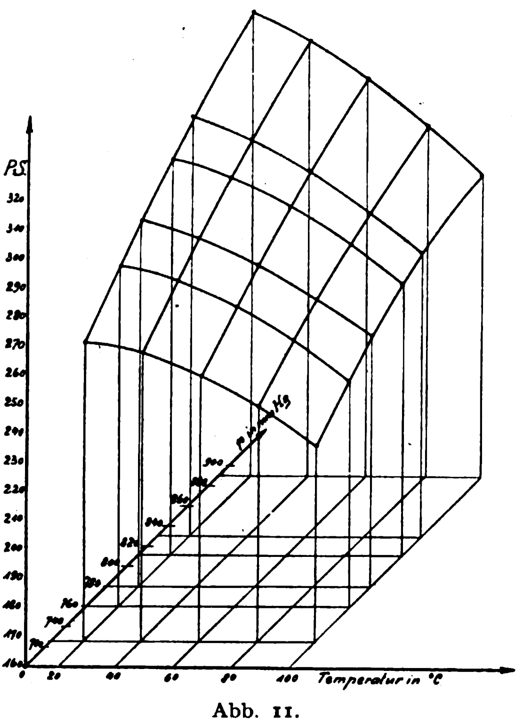


Abb. 11.

werden, welche in Abb. 11 in perspektivischer Darstellung wiedergegeben ist.

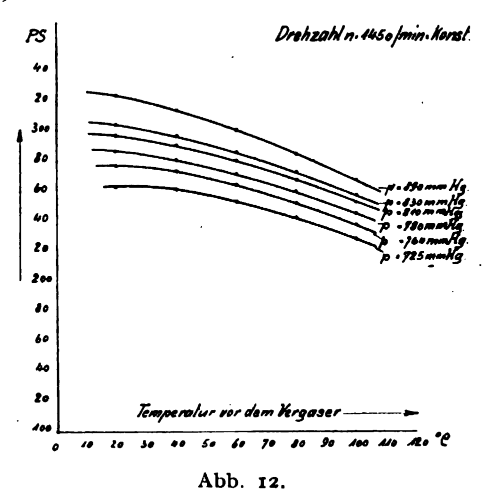


Abb. 12.

Für die Benutzung bei Rechnungen ist es jedoch zweckmäßiger, die Fläche in ebenen Kurvenscharen darzustellen,

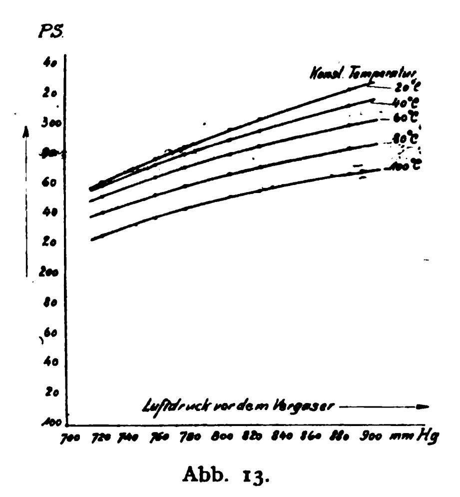


Abb. 13.

und zwar entweder als Kurven gleichen Druckes über der Temperatur oder als Kurven gleicher Temperatur über dem Druck. Beide Darstellungen zeigen die Abb. 12 u. 13.

Das Verhalten des Motors bei den im Flugzeug vorkommenden tiefen Temperaturen bis —30° konnte mangels geeigneter Versuchseinrichtungen noch nicht untersucht werden.

Zusammenfassung.

Gegeben wurden Versuchsberichte über Leistung und Brennstoffverbrauch von normalen und überverdichteten Motoren bei verschiedener Luftdichte bzw. Höhe. Verwendung eines Gebläses vor dem Vergaser, Überlastungsfähigkeit der Motoren. Einfluß von Temperatur und Auspuffgegendruck auf die Leistung. Darstellung des Zusammenhanges zwischen Motorleistung, Temperatur und Druck vor dem Vergaser durch eine räumliche Fläche, bzw. durch zwei ebene Kurven.

Zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von A. Pröll.

In dem Artikel: »Zur Berechnung von Tragflächenholmen«[1]) beschäftigt sich Herr Geheimrat Prof. Dr. Müller-Breslau mit den von mir in früheren Aufsätzen angegebenen Näherungsformeln für Biegungsmomente und Durchbiegung eines auf Knickung und gleichzeitige Biegung beanspruchten Holmes. In einer kritischen Würdigung läßt er unter Benutzung von Zahlenbeispielen beim Vergleich der genauen mit der von mir aufgestellten Näherungsformel für die größten Momente (bzw. Momente in der Stabmitte) erkennen, daß der Gültigkeitsbereich der letzteren ein sehr beschränkter ist, und daß bei ihrer Anwendung eine entsprechende Vorsicht am Platze ist. Es ist dies allerdings zum Teil schon in meinem Aufsatz »Zur Berechnung von Tragflächenholmen«[2]) zum Ausdruck gekommen, wobei jedoch einige Punkte nicht genügend geklärt und zum Teil auch zu unrichtigen Folgerungen geführt wurden.

1. Dies veranlaßt mich, zunächst eine wichtige Frage richtigzustellen, die in meinem ersten[3]) Aufsatz tatsächlich mit einem Fehlschluß endete. Die dort ermittelte Erhöhung der Knicklast (Punkt 3 der Zusammenstellung d. Z. 1917, S. 137) trifft in Wirklichkeit nicht zu und ist nur auf Rechnung der angenäherten Annahmen bzw. ungenauen Abrundungen zu setzen. Eine wirkliche Erhöhung der Knicksicherheit ist unter den gemachten Voraussetzungen nicht möglich.

Dagegen ist die scheinbare Erhöhung von P_K richtig und ihre Einführung nicht unberechtigt, denn manche Konstrukteure verwenden die Eulerschen Knickformel allein und berücksichtigen den günstigsten Einfluß entlastender Knotenmomente durch eine »erhöhte Knicklast«, von der sie ohne weitere sachliche Begründung sagen: »Mit Knotenmomenten nehme ich an Stelle der Formel $P_K = \pi^2 EJ/l^2$ eben $P_K = \beta\pi^2 \frac{EJ}{l^2}$, wo β zwischen 1 und 2 abgeschätzt wird.« Für diese gefühlsmäßige Abschätzung der allerdings nur scheinbaren Erhöhung der Knicklast eine einigermaßen sachliche Begründung und damit die Möglichkeit zu einer gewissen Berechnung von β zu geben, war der Anlaß und eigentliche Zweck des ersten Artikels (1917).

2. Weiter möchte ich noch im Gegensatz zu meinen Ausführungen über die Fehler bei kleinen Knicksicherheiten[4]) aus den Müller-Breslauschen Zahlenrechnungen den Schluß ziehen, daß hier gerade die kleinen Vernachlässigungen, welche zu der vereinfachten Formel 18[4]) führten, verhängnisvoll werden und die Formel unbrauchbar machen (außer für kleine entlastende Momente).

3. Daß die Näherungsformel für kleine Knicksicherheiten und große entlastende Momente M_A und M_B zu erheblichen Fehlern führt, habe ich in dem angeführten Aufsatz ausdrücklich hervorgehoben (a. a. O. S. 144, Punkt 4), möchte aber

[1]) Diese Zeitschrift 1919, S. 197.
[2]) Diese Zeitschrift 1918, Heft 22.
[3]) Diese Zeitschrift 1917, Heft 17 u. 18.
[4]) Diese Zeittschrift 1918, Heft 22, S. 143. Diese letztere lautet



$$M = \frac{\frac{q l^2}{8} \mathfrak{S} - 0{,}6\ (M_A + M_B)\left(\frac{\mathfrak{S}}{2} + 0{,}1\right)}{\mathfrak{S} - 1}.$$

hier noch ergänzend betonen, — wozu mich ebenfalls die Betrachtungen von Herrn Geheimrat Müller-Breslau veranlaßten —, daß nur die vollständige Formel 18 sich auf das Maximalmoment M_{max} bezieht, während die Näherungsformel ohne das Glied mit $(M_B - M_A)$ nur für die Stabmitte gilt, wenn dabei noch $M_B - M_A$ klein ist.

Zusammenfassend möchte ich also, ebenso wie Herr Geheimrat Müller-Breslau, den Gültigkeitsbereich der besprochenen abgekürzten Näherungsformel (18) stark einschränken

1. auf das Moment in der Stabmitte,
2. für nicht zu verschiedene Knotenmomente M_A und M_B (Differenz $M - M$ sei klein),
3. auf kleine entlastende Momente,
4. auf mittlere Knicksicherheiten.

Bei letzteren ist jedoch — worauf mich Herr Geheimrat Müller-Breslau in einer Privatmitteilung aufmerksam machte — die Formel für die Stabmitte auch bei großen entlastenden Momenten brauchbar, wenn nur deren Differenz $M_B - M_A$ klein bleibt.

Ist somit auch der Wert des Näherungsausdruckes 18 für die Anwendung ein geringer, so ist sie doch als eine Erweiterung der bekannten Vianelloschen Formel $M_{max} = \frac{M_0 \mathfrak{S}}{\mathfrak{S} - 1}$ interessant. Auch scheint mir die oben angeführte Darstellung einer scheinbaren Erhöhung der Knicksicherheit für den Praktiker immerhin den Wert großer Anschaulichkeit zu besitzen, wobei natürlich stets eine sehr vorsichtige Kontrolle der Anwendungsgrenzen notwendig sein wird.

Bemerkungen zu den Untersuchungen von A. Pröll über Tragflächenbespannung.

Von Viktor Lewe.

In einer Reihe von Aufsätzen[1]) hat Herr Professor A. Pröll Versuchsergebnisse und Rechnungen über die Festigkeitseigenschaften von rohen und getränkten Bespannungsstoffen und ihren Einfluß auf die Tragflächendurchbiegung veröffentlicht. Ausgegangen wird hierbei von den sog. Haasschen[2]) Normalcharakteristiken (N.C.), die die Beziehungen zwischen den Spannungen S_1 und S_2 und den Dehnungen ε_1 und ε_2 von Schuß und Kette graphisch darstellen. Die in den angeführten Aufsätzen außerordentlich reichliche Wiedergabe solcher N.C.-Schaubilder könnte man willkommen heißen, soweit angeführte Daten über die Webart, Tränkung, Abnutzung und Feuchtigkeit des Stoffes beim Leser Erfahrungsnormen zu bilden gestatteten. Leider ist dieses nicht geschehen, so daß der Gewinn für den Leser dann nur darin besteht, aus dem Schaubild zu entnehmen, daß der Bespannungsstoff den Elastizitätsgesetzen mit konstanten Ausdrücken für Längsdehnung $\mathfrak{E}$ und Querkontraktion m, etwa

$$\mathfrak{E} \cdot \varepsilon_1 = S_1 - \frac{1}{m} S_2$$

wie sie homogene Stoffe zeigen, nicht folgt, sondern $\mathfrak{E}$ und m von Punkt zu Punkt variabel anzunehmen ist.

Diese Variabilität der N.C. beschränkt sich aber nicht auf den Ort allein. Vielmehr erleiden die Stoffeigenschaften auch durch Beanspruchungsdauer, Temperatur, Feuchtigkeitsgehalt, Tränkungsstoff und Art große Veränderungen, so daß die große Mühe der durch Versuche zu ermittelnden N.C.-Darstellung sich nicht lohnt. Ferner muß man den Versuchen den schweren Tadel anheften, daß die Wirklichkeit zu wenig nachgeahmt wird. Die N.C.-Versuche betreffen Stoffe, die vorher zelloniert werden, vorher, d. i. bei Möglichkeit der Zusammenziehung des Stoffes. In Wirklichkeit aber wird der auf den Tragflächen gespannte Stoff unter Verhinderung der Zusammenziehung zelloniert. Das Gefüge des ersteren Stoffes enthält nach seiner Entstehungsart in Querschnittsmitte gedrückte, an den Oberflächenschichten

[1]) Z. f. F. u. M. 1915, S. 26—35; 1919. S. 121—124; 1920, S. 1—6 und 17—25. T. B. Band III, S. 57—74, 234—247, 282—291.

[2]) Haas und Dietzius, Stoffdehnung und Formänderung. Berlin 1913.

gezogene Fasern, der zellonierte Tragflächenstoff aber ist gleichmäßig gespannt. Für die N.C.-Darstellung hätte man im gespannten Zustande zellonierte und getrocknete Stoffe verwenden müssen.

Zu den rechnerischen Darlegungen des Herrn Pröll ist allgemein zu bemerken, daß das Gesetz $S_1/\varrho_1 + S_2/\varrho_2 = p$ bei zellonierten Bespannungsstoffen nicht mehr zutrifft wegen des Auftretens von Schubspannungen, und daß die überall durchgeführte Annahme parabelförmigen Verlaufs der Durchbiegungen häufig stark von der Wirklichkeit abweicht.

Die Ergebnisse des Zahlenbeispiels (s. T.B. S. 286) entsprechen z. B. nicht der Wirklichkeit. Schon gefühlsmäßig ist es klar, daß ein über einen schmalen Rechteckrahmen 100 × 30 gespannter Stoff mit schwacher Vorspannung hauptsächlich in Richtung der Schmalseite beansprucht wird. Trotzdem errechnet Pröll gleich hohe Spannungen $S_1 = S_2 = 55$ kg/m. In Wirklichkeit dürften in Feldmitte etwa $S_1 = 60$ und $S_2 \sim 10$ kg/m herauskommen. Nahe den Schmalseiten ist S_1 kleiner und schließlich auf der Schmalkante selbst verschwindend anzunehmen, was weiter zu verfolgen aber nur die genaue Lösung der Differentialgleichung für ebenen Rechteckrahmen gestatten würde. Die Bedingungen einer derartigen Lösung sind bei Föppl V, § 24, S. 139 unter Hinzufügen von dem vereinfachenden $\tau = 0$ zu ersehen. Die überall bei Pröll durchgeführte Annahme parabelförmigen Wölbungsverlaufs und alle daraus rechnerisch gezogenen Schlüsse fallen daher bei Bespannungen über schmale Rechtecke oder bei Vorhandensein stark voneinander abweichender Krümmungen, Bedingungen, die an dem Bespannungsstoff der Flügel leider vorhanden sind, der Rahmenkanten in sich zusammen.

Ferner kommt für die Herabminderung des Holmbiegungsmoments in Z. f. F. u. M. 1919, S. 123, Formel 12, nur die zusätzliche Stoffspannung (also nach Abzug der beiderseits wirkenden Vorspannung) in Betracht.

Die Unzulänglichkeit seiner Rechnungsweise für die Stoffspannung auf der Tragfläche im Fluge scheint auch von Herrn Pröll nachträglich eingesehen zu sein, denn sie wird in dem jüngst erschienenen Werk desselben[1]) nicht wiederholt, sondern es wird nur eine Faustformel geboten

$$S_1 \sim S_2 \sim 3\, p\, l_1 + S_0,$$

wo l_1 die Rippenentfernung und S_0 die Vorspannung, angegeben, die nur wenig befriedigen kann. Es sei deshalb noch kurz eine Näherungsformel abgeleitet, die die elastischen Konstanten, die Vorspannung S_0, die Spannung in Richtung der Flügeltiefe und die Profilkrümmung zu berücksichtigen gestattet. Hierzu ist in der bereits genannten Ableitung in Föppl V, § 24, S. 141, in der Formel

$$\eta = \sigma_y \frac{m^2 - 1}{m^2 E}\, y - \left(\frac{p}{h\, \sigma_y}\right)^2 \cdot \frac{y^3}{6} + C$$

für das erste die Stoffdehnung berücksichtigende σ_y der Wert $\sigma_y - \sigma_0$, wo σ_0 die Vorspannung, zu schreiben, weil zu dieser Dehnung nur der Differenzbetrag, zu der Auswölbung ζ (zweites σ_y in der quadrierten Klammer) aber die ganze Spannung gehört. Man erhält so die Beziehung

$$0 = (\sigma_y - \sigma_0) \frac{m^2 - 1}{m^2 E}\, b - \left(\frac{p}{h\, \sigma_y}\right)^2 \frac{b^3}{6}.$$

Die Krümmung $1/\varrho_2$ in der Richtung der Flügeltiefe, für die man angenähert die Krümmung des Flügelprofils an der betrachteten Stelle setzen kann, wird berücksichtigt durch einen Abzug $\frac{S_2}{\varrho_2}$ von p, so daß statt p der Wert $\left(p - \frac{S_2}{\varrho_2}\right)$ einzuführen ist. Man erhält, wenn man noch in den bisherigen Bezeichnungen S_1 statt $\sigma_y \cdot h$, S_0 statt $\sigma_0 \cdot h$, $\mathfrak{E}$ statt Eh und $\frac{l_1}{2}$ statt b setzt, die Formel

$$S_1 = \sqrt[3]{\frac{(p - S_2/\varrho_2)^2\, l_1^2\, \mathfrak{E}\, m^2}{24\,(m^2 - 1)} + S_1^2\, S_0}.$$

Für das zweite Glied unter der Wurzel wird zuerst ein Probewert für S_1 benutzt, schon die zweite oder dritte Ziehung der Wurzel führt zum endlichen Wert S_1. $\mathfrak{E}$ wird meistens zwischen 40000 und 70000, m zwischen 2 und 3 aus den N.C.

[1]) A. Pröll, Flugtechnik, Grundlagen des Kunstfluges. München 1920.

gefunden. Für den Überschlag genügt $\frac{\mathfrak{E}\, m^2}{24\,(m^2 - 1)} = 3000$ bis 4000. ϱ_2 wird bei Gegenkrümmung negativ.

Beispiel (nach Pröll, Z. f. F. u. M. 1919, S. 124): $l_1 = 0{,}33$, $\varrho_2 = 4{,}0$, $p = 150$ kg/m², $S_0 = 100$, $S_2 = 160$, $\mathfrak{E} = 50000$, $m = 2{,}0$

$$S_1^3 - S_1^2 S_0 = \frac{0{,}33^2 \cdot 4 \cdot 50000}{24 \cdot 3} \left(150 - \frac{160}{4{,}0}\right)^2.$$

Lösung: $S_1 = 196$ kg/m.

Zur Bemessung der Genauigkeit dieser Formel sei für den Leser bemerkt, daß dieselbe von dem linearen Problem ausgeht und auch die Spannung in einem Seile darstellt, das mit S_0 vorgespannt, über die Länge l_1 sich erstreckt und an dem die Last $p - S_2/\varrho_2$ wirkt. Da S_2 d. i. Spannung und Vorspannung in Flügeltiefenrichtung sowie ϱ_2 auch bei Pröll nicht genau erfaßt werden können, so ist diese kurze Formel als ebensogut wie die langwierige Pröllsche Rechnung zu bezeichnen.

Untersuchungen über Tragflächenbespannung.

Von A. Pröll.

Die Einwürfe des Herrn Dr. Lewe in der vorstehenden Mitteilung sind zum Teil, soweit sie sich auf die theoretischen Erörterungen über den Spannungs- und Formänderungszustand von getränkten Stoffen beschäftigen, als berechtigt anzuerkennen. Insbesondere ist zuzugeben, daß ein von Lewe vorgeschlagener allgemeiner Ansatz (Differentialgleichung) über die Durchbiegung eines über rechteckigem Rahmen gespannten Stoffes' dessen wirklichem Verhalten besser gerecht werden könnte, als meine einfachen, auf parabolische Krümmungen eingestellten Formeln. Der hiernach von Lewe besonders bemängelte Versuch mit dem ebenen rechteckigen Rahmen ist allerdings nur in den Techn. Ber. III (S. 286) beschrieben, aber auch für die in dieser Zeitschrift besprochenen Durchbiegungsversuche am großen Tragflächenmodell könnten zu ihrer Auswertung weitergehende Ansätze aufgestellt werden, welche eine theoretische befriedigendere Lösung bieten würden.

Praktisch hat sich allerdings bei den Versuchen am gewölbten Stoffrahmen herausgestellt, daß das parabolische Gesetz schon deswegen genügend brauchbare Resultate ergibt, weil die sich endgültig einstellende Stoffdurchsenkung infolge der Rippenwölbung doch wieder ganz gut als angenäherte Parabel angesehen werden kann, während dies beim ebenen Rahmen tatsächlich nicht der Fall ist. Für die flugtechnische Praxis liegt aber darum im Gegensatz zu den Ausführungen des Herrn Dr. Lewe m. E. um so weniger ein Grund vor, von den aufgestellten einfachen Beziehungen abzugehen, als gerade im tatsächlichen Flugbetrieb die Voraussetzung konstanten Luftdruckes p an allen Stellen durchaus nicht erfüllt ist, wie dies ja auch Herr Lewe (ebenso wie ich selbst an anderer Stelle) hervorhebt. Natürlich ist dann bei Anwendung einer so einfachen Näherungsrechnung für ein tatsächlich sehr verwickeltes Problem mit stellenweise erheblichen Fehlern zu rechnen. Solche würden aber auch mit dem Leweschen Ansatz unter Annahme eines konstanten p auftreten, und zwar vermutlich in gleicher Größenordnung. Die Versuchsergebnisse selbst werden auch durch die Leweschen Aufstellungen nicht berührt, sie führen als wesentlichstes Ergebnis zu einem Urteil über Art und Größenordnung von Durchbiegungspfeil und Änderung des Wölbungsgrades bei verschiedenen Belastungen und Tränkungen, sowie zum Vergleich der Eignung von drei Lackarten unter den gewöhnlichen Verhältnissen, d. h. mit Tragflächen, die in üblicher Weise bespannt und lackiert waren. Für diese Versuche, die genau nach dem wirklichen Verfahren bei der Zellonierung von Tragflächen vorbereitet und ausgeführt wurden, sind darum auch die Leweschen Vorwürfe gegenstandslos, da sie allein auf die Benutzung von getränkten Stoffstreifen oder Kreuzen zur Bestimmung der N. C. Anwendung finden könnten. Was diese letzteren betrifft, so habe ich aber an entsprechender Stelle (Fig. 13, S. 17) auch schon auf diesen Unterschied bei der Tränkung der Stoffe hingewiesen; auch sind alle für die N. C.-Versuche verwendeten Stoffstreifen durch Herausschneiden aus gespannten und getrockneten Flächen gewonnen worden.

Was endlich das von Dr. Lewe angeführte Beispiel für die Berechnung der Stoffbespannungen an einer gebogenen Tragfläche betrifft, so ist wegen der dabei gemachten Annahme einer Vorspannung von $So = 100$ kg/m (an Stelle welcher bei mir in diesem Beispiel aus den Versuchen die Größe des ursprünglichen Biegungspfeiles $f_{10} = -0{,}5$ cm gesetzt wurde) ein direkter Vergleich nicht so leicht möglich. Trotzdem kann man die Ergebnisse beider Rechnungsarten mit Rücksicht auf die auch von Dr. Lewe hervorgehobene Unsicherheit der Annahme praktisch als genügend übereinstimmend ansehen, so daß also beide Rechnungsverfahren zum gleichen Ziel führen werden. Der Lewesche Ansatz nach Föppl V, § 24 ist zweifellos kürzer und für einmalige Überschlagrechnungen passender; wo aber die N. C. [oder die nach Everlings Vorschlag (d. Z. 1920, S. 25) umgestalteten N.C.-Kurven] schon gezeichnet vorliegen, möchte ich dem von mir eingeschlagenen Weg den Vorzug geben, weil er durch die C- (bzw. C'-) Kurve ein weiteres Nachbargebiet von Spannungszuständen mit einem Blick zu überschauen gestattet.

Die Luftschrauben-Prüfanstalt in Fischamend bei Wien.

Dipl.-Ing. R. Katzmayr, Wien.

Die Luftschrauben-Prüfanstalt in Fischamend bei Wien wurde auf Wunsch des k. u. k. Fliegerarsenales von Herrn Prof. R. Knoller im Jahre 1915 entworfen. Der Verfasser hatte Gelegenheit, die mit einem Modell der Anlage angestellten zahlreichen Versuche abzuführen und bei einem Teil der Konstruktionsarbeiten für die Großanlage mitzuwirken. Infolge der Überlastung Prof. Knollers mit anderen Arbeiten wurde es nötig, die endgültigen Entwurfs- und Ausführungsarbeiten Herrn Oberleutnant Prof. Dr. Th. v. Kármán zu übertragen, der hierbei von Herrn W. Zurovec tatkräftig unterstützt wurde, so daß die Anlage im Frühjahre 1917 nahezu vollständig fertiggestellt und auch in Betrieb genommen werden konnte.

Sie gestattet, Luftschrauben bis 4000 mm Durchmesser im künstlichen Luftstrom zu untersuchen. Wesentlich und von ähnlichen Anlagen abweichend ist der von Herrn Prof. Knoller stammende Grundgedanke[1]), wonach der künstliche Luftstrom nicht durch eine besondere Ventilations- und Maschinenanlage, sondern von der Versuchsschraube selbst erzeugt wird.

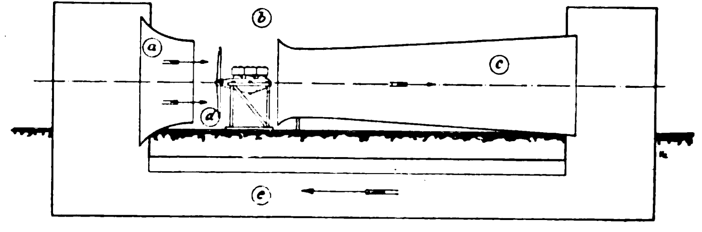


Abb. 1.

An der Hand des Schemas, Abb. 1, soll die Wirkungsweise der Versuchsanordnung erklärt werden. Sie besteht demnach aus einem Kegelstutz c, Effusor genannt, dessen Querschnitt in Richtung der Strömung stetig zunimmt, aus einer Zuströmdüse a und aus einem die beiden vorgenannten Teile verbindenden Kanal e — Raum. Zwischen Düsenmündung und Effusoreintritt wird die Versuchsschraube d im Raum b eingesetzt. Der beim Lauf von ihr erzeugte Luftstrom wird in den Effusor c geleitet und dort die Strömungs- in Druckenergie umgesetzt, so daß im Raum c höherer Luftdruck herrscht, als im Raum b. Durch die Düse a entspannt sich die Luft und strömt als geordneter Luftstrom über die Versuchsschraube in den Effusor ein. Die an die Strömung abgegebene Nutzleistung der Schraube dient somit lediglich zur Deckung der Stoß- und Reibungsverluste in der Anlage und

[1]) Er ist patentamtlich geschützt.

betragen diese bei sachgemäßer Ausführung nicht mehr als 25 vH, der Rest findet sich als Strömungsenergie im Zustrom vor dem Propeller wieder. Die Strömungsgeschwindigkeit erreicht demnach einen Wert, der gleich der Marschgeschwindigkeit der Schraube ist, für welche sie bemessen wurde.

Die Versuchsanordnung in Fischamend weicht von der beschriebenen nur insofern ab, als die Versuchsschraube *d* in einem geschlossenen Raum arbeitet und sowohl der Effusoraustritt als auch der Düseneintritt in einen Raum münden, in welchem atmosphärischer Druck herrscht. Mechanisch wird hierdurch nichts an der Versuchsanordnung geändert. In der oben beschriebenen einfachen Form gestattet die Anlage nur eine einzige, und zwar die höchste durch die relativen Abmessungen bedingte Fluggeschwindigkeit zu erreichen. Prof. Knoller zeigte, daß man entweder durch Drosseln am Effusoraustritt oder sonst geeignete Maßnahmen die Strömungsgeschwindigkeit vor der Schraube herabsetzen und man derart eine ganze Reihe zusammengehöriger Werte von Schub und Fluggeschwindigkeit messen kann, so zwar, daß man durch Extrapolation der Schubgeschwindigkeitskurve auch Schubwerte des Propellers berechnen kann, die zu höheren als normaler Marschgeschwindigkeit gehören.

Der wichtigste Teil der Anlage ist der Windkanal. Er hat eine größte Gesamtlänge von rund 28 m und besteht zunächst aus der Einströmdüse, die dem Schraubendurchmesser entsprechend gewählt werden muß. Zu diesem Zwecke sind vier Düsen mit 3000, 3300, 3700 und 4000 mm kleinstem Durchmesser vorhanden. Die Trommel, in welcher die Schraube arbeitet, hat 6 m Innendurchmesser und besteht aus drei Schüssen von je 1,5 m Länge. Der Effusor setzt sich aus elf Schüssen zusammen, von denen zehn je 2 m und einer 1,8 m Länge messen. Der kleinste Durchmesser ist 3,5 m, der größte 6 m. Nachdem die Modellversuche ergeben hatten, daß für den Versuch »am Stand« die Schraube nicht in der Trommel arbeiten dürfe, wurde der Windkanal fahrbar angeordnet und zu diesem Zwecke derselbe auf vier Laufachsen von 4 m Spurweite gestellt. Die Kanalachse ist 5,5 m ober der Schienenkante. In Abb. 2 ist die Konstruktionszeichnung des Windkanales wiedergegeben. Er ist ganz aus Holz hergestellt worden.

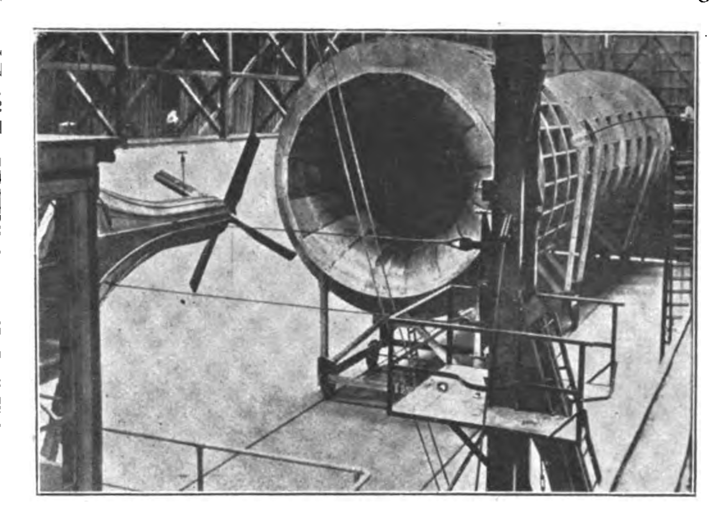


Abb. 4.

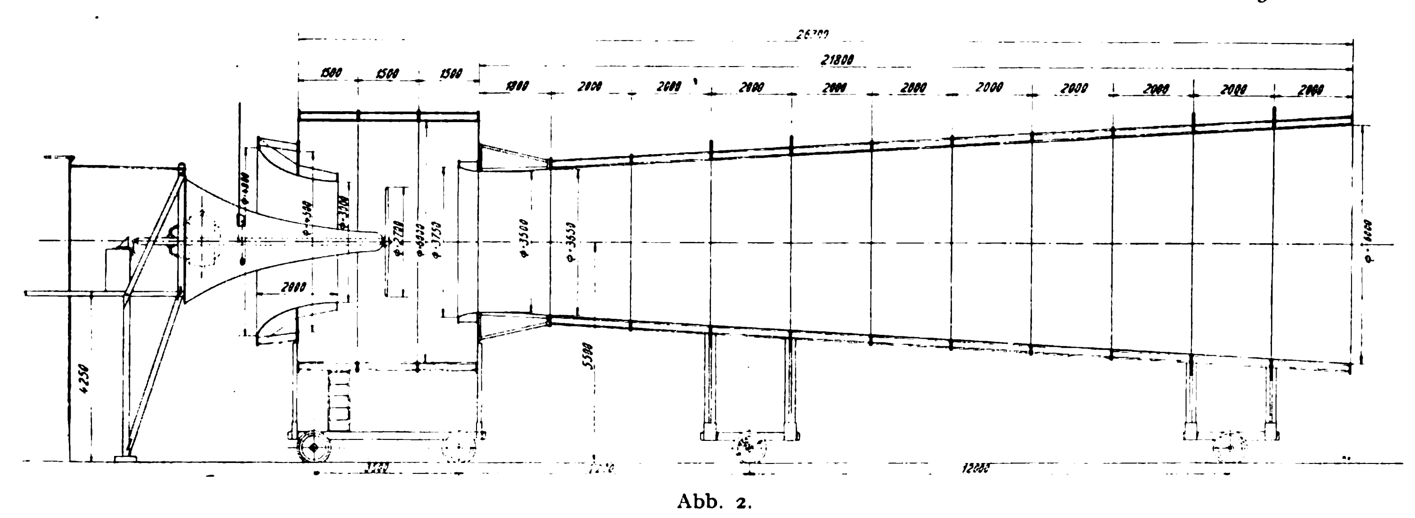


Abb. 2.

Die Versuchsschraube wird durch einen 360 PS-Gleichstrommotor angetrieben. Zwecks feinstufiger Regulierung und leichter Reversierbarkeit wurde hierfür das bewährte Ward-Leonardsystem gewählt. Der Motor sitzt in einem Pendelrahmen und ist durch eine 5 m lange Welle mit dem Versuchspropeller mechanisch verbunden. Der Pendelrahmen ist einerseits durch zwei Tragseile, die an einem 13 m hohen Hängebock von 13,5 m Spannweite aufgehängt, anderseits durch ein doppelt bewegliches Stützlager an seinem Hinterende unterstützt. Er kann derart parallel und um die Schraubenachse pendeln. Durch vier horizontale Spannseile, die an den Ständern des Hängebocks befestigt sind, wird das pendelnde System richtig zentriert.

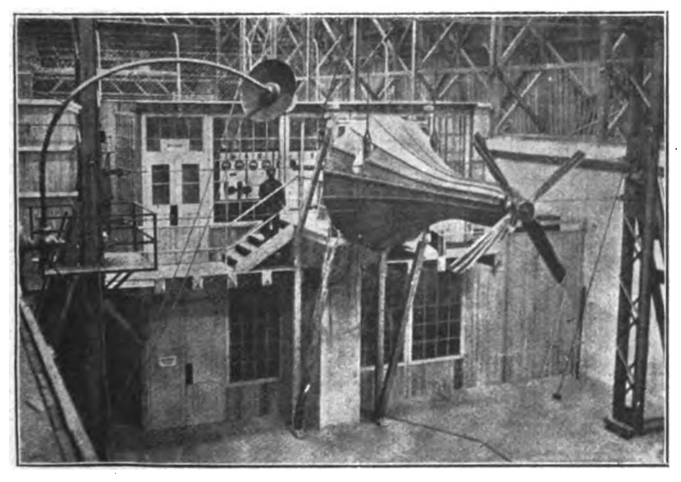


Abb. 3.

Der von der Schraube entwickelte Schub wird von einer Meßdose, die sich gegen das Hinterende des Pendelrahmens abstützt, aufgenommen. Das Drehmoment wird durch die horizontalen Spannseile in eine Meßdose übergeleitet, die an einem der Steher des Bockes befestigt ist. Abb. 3 und 4 lassen diese Einrichtungen erkennen. Zur Bestimmung der Motordrehzahl dient eine elektrodynamische Anzeigevorrichtung — die auch für Funkenregistrierung eingerichtet ist — und als Kontrolleinrichtung ein Ferntachometer System Frahm. Die Windgeschwindigkeit vor der Schraube kann entweder mittels eines Anemometers mit elektrischer Fernübertragung bestimmt werden, oder indirekt durch Messung des Unterdruckes in der Trommel. Alle Meßinstrumente sind in einem hinter dem Propellermotor aufgebauten Meßraum vereinigt.

Die Anlage ist in der Luftschiffhalle in Fischamend untergebracht, woselbst ein Luftraum von $46 \cdot 15 \cdot 21$ m³

zur Verfügung steht. In einem der Seitenschiffe sind die nötigen mechanischen Werkstätten und Diensträume vereinigt.

Die zur Drosselung der Windgeschwindigkeit in der Trommel am Effusorende vorgesehenen Drehtore wurden leider nicht montiert, so daß mit der Anlage lediglich der Standschub und ein Schubwert nebst der zugehörigen Fluggeschwindigkeit, welche durch die jeweiligen Abmessungen bestimmt war, gemessen werden konnte.

Es ist ein bedauerliches Zeichen der Zeit, daß die Anlage, die in Friedenszeiten gewiß Weltruf erlangt hätte, wegen Geldmangels gänzlich zerfällt; obige Beschreibung soll dazu beitragen, daß die Tatsache ihres ehemaligen Bestehens nicht ganz der Vergessenheit anheimfällt.

Bücher-Besprechungen.

Einheitliche Formelzeichen und Benennungen in der Aeromechanik.[1]) R. Katzmayr. Sonderabdruck aus den Mitteilungen des Staatl. Technischen Versuchsamtes. IX. Jahrg., 1920, Heft 1.

R. Katzmayr, Wien, gibt in den Mitteilungen des Staatl. Technischen Versuchsamtes eine Übersicht über die Formelzeichen und Benennungen in der Aeromechanik. Er bedauert, daß im Anschluß an die Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in Dresden die aeromechanischen Begriffe nicht — wie daselbst beschlossen — durch gemeinsame Besprechungen festgelegt werden konnten. Diesem Bedauern kann man sich aufrichtig anschließen. Es ist dadurch nicht möglich gewesen, von allen Seiten das Gute zu übernehmen und einheitlich zu gestalten. Ob jetzt die Zeit gekommen ist, die in Deutschland in der Hauptsache durch die Technischen Berichte der Flugzeugmeisterei allgemein verbreiteten aeromechanischen Bezeichnungen nochmals umzuwerfen, erscheint zweifelhaft. Wir verkennen nicht, daß viele der Katzmayrschen Vorschläge Verbesserungen bringen würden. Wir hätten jedoch alsdann in Deutschland eine dritte Auflage von Bezeichnungen. Es wird wohl richtiger sein, sich — sobald dies möglich ist — mit dem Auslande in bezug auf Bezeichnungen u. dgl. zu einigen, da zwischen den ausländischen und den deutschen Veröffentlichungen wesentlich größere Unterschiede bestehen als zwischen den deutschen und österreichischen.

Dem Katzmayrschen Aufsatze ist eine große Verbreitung zu wünschen, da er eine sehr brauchbare Zusammenstellung der in Österreich, Deutschland, Frankreich und England üblichen Formelzeichen und Benennungen gibt. Hoff.

Elektromotorische Antriebe von B. Jacobi. (Oldenbourgs Technische Handbibliothek, Band 15.) München u. Berlin 1920, R. Oldenbourg. 8°. 312 Seiten, 146 Textabbildungen, gebunden M. 22.

Übersichtliche Zusammenstellungen, zum Teil in guter tabellarischer Form, zeigen die Vor- und Nachteile der verschiedenartigen elektrischen Motoren für die praktisch vorkommenden Verwendungsgebiete. Die Bauarten und Schaltungen der Motoren und ihrer Anlaß- und Hilfsapparate, sowie die für Industriezwecke in Frage kommenden Gleich- und Drehstrombetriebe, letztere für Hoch- und Niederspannung, werden kritisch durchgesprochen und geben einen Anhalt für die Auswahl. Es schließt sich die Besprechung der mechanischen Teile der Elektromotoranlage und die Besprechung einer Reihe von Beispielen an. Schließlich ist eine wertvolle Tabelle über den Kraftverbrauch hauptsächlich in Betracht kommender Arbeitsmaschinen gegeben.

Obgleich die Behandlung praktisch vorkommender Fragen nicht ganz gleichmäßig ist — es werden z. B. die wenig vorkommenden Einphasenmotoren zu breit, dagegen die wichtigen Verhältnisse der Hebezeuge überhaupt kaum behandelt —, so kann das Buch zur Gewinnung einer Übersicht und zur Einführung wohl empfohlen werden. Rüdenberg.

Skizzenbuch für Flugzeugkonstrukteure von W. Weikert und G. Haenisch. (Bibliothek für Luftschiffahrt und Flugtechnik, Bd. 23.) Verlag Richard Carl Schmidt & Co., Berlin 1920. Gr. 8°, 19 S., 40 Tafeln. Preis Halbleinen M. 10 zuzügl. 50 vH Teuerungszuschlag.

Die Verfasser haben während des Krieges bei der Flugzeugmeisterei den Bau der verschiedenen Flugzeugtypen bestens kennen gelernt. Reg.-Baumeister Weikert war Vorstand eines Museums, in welchem die wesentlichsten Bauteile der auf Festigkeit geprüften Flugzeuge geordnet gesammelt wurden. Aus der Menge des daselbst vorhandenen Materials sind die in den Tafeln des Büchleins niedergelegten Skizzen angefertigt. Wohl selten ist eine solche Fundgrube zur Verfügung gewesen. Die Verfasser haben es verstanden, anschaulich die verschiedenen Lösungen der Flugzeugbauteile im Bilde festzuhalten. Eine Vollständigkeit war von vornherein nicht beabsichtigt und nicht zu erreichen. Solchen Ingenieuren und Technikern, welche die während des Krieges ausgebildeten Bauelemente übersichtlich zur Hand haben wollen, kann das Skizzenbuch bestens empfohlen werden. Hoff.

[1]) Vergl. auch Luftfahrt-Rundschau 2519, S. 200.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Ernst Frhr. von Lüttwitz, Frankenhausen a/Kyffh., „Frankenburg".

Dipl.-Ing. Erich Koch, Charlottenburg, Neue Kantstr. 25.

Ing. Friedrich W. Schreiner, Charlottenburg, Grolmannstr. 21/II.

Rittergutsbesitzer W. Moltrecht, Herrschaft Raddatz i. Pomm., Kreis Neustettin.

Dr. Friedrich Eichberg, Breslau 3, Grundstr. 12.

Außerordentliche Mitglieder:

Gesellschaft für drahtlose Telegraphie m. b. H., Berlin SW. 11, Hallesches Ufer 12/13.

2. Adressenänderungen:

Hauptmann Werner Zahn, Charlottenburg 9, Kaiserdamm 26, b. Esche.

Dipl.-Ing. Knorr, München, Ismaningerstr. 106/III l.

Ing. Budig, Falkenberg/Grünau (Mark), Schirnerstr. 15.

Dipl.-Ing. Popp, Charlottenburg, Brauhausgasse 3/III r.

Mar.-Baurat Bröking, Mannheim, Schiffs- und Maschinenbau A.-G.

Prof. Dr. von Mises, Berlin W. 30, Barbarossastr. 14.

3. Verstorben:

Geh.-Reg.-Rat Dr. v. Böttinger, Arensdorf/Neumark.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schaffung einer technischen Hauptbücherei.

Im Mai 1919 wurde von dem deutschen Verband technisch-wissenschaftlicher Vereine, welchem sich noch verschiedene darin nicht vertretene Großindustrieverbände angeschlossen haben, den Behörden eine Denkschrift zur Gründung einer technischen Hauptbücherei überreicht. Inzwischen wurden die Vorarbeiten mit hauptsächlicher Unterstützung des Patentamtes so weit gefördert, daß der Reichsminister der Justiz eine grundlegende mündliche Erörterung anberaumte. Diese fand am 9. Juni unter Beteiligung der in Frage kommenden Ministerien, Sachverständigen und der interessierten Industrieverbände unter Leitung des Justizministeriums statt.

Das Referat über die Denkschrift übernahm Herr Prof. Matschoß. Durch die Aussprache, bei welcher der Zentralverband deutscher Industrieller, Verein deutscher Maschinenbauanstalten, Preußisches Unterrichtsministerium, Preußisches Finanzministerium, Zentralstelle der deutschen elektrotechnischen Industrie, Verband deutscher Flugzeugindustrieller, Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, das Handelsministerium, Reichsministerium des Innern, die Staatsbücherei, das Reichsverkehrsamt und das Reichsfinanzamt ihre Stellungnahme eingehend begründeten, wurde einstimmig das Bedürfnis und die Notwendigkeit der Schaffung einer technischen Hauptbücherei anerkannt. Als gangbarer Weg wurde der Ausbau der Patentamtbücherei vorgeschlagen. Zur Frage der Bereitstellung der notwendigen Mittel verhielten sich die Finanzämter zwar ablehnend; jedoch ist anzunehmen, daß auf Grund der verschiedenen gemachten Vorschläge und mit Unterstützung der Industrie auch dieser Punkt überwunden wird. Allerdings stellte auch das Justizministerium es als sehr zweifelhaft hin, ob bereits im Etat für 1920 Mittel bereitgestellt werden können. Zur Klärung und Förderung dieser Frage wurde dann auf Vorschlag des Justizministeriums eine engere Kommission gebildet, welcher die Herren Prof. Matschoß, Dr. Otto (Patentamt) und Dr. Adler (Elektrotechnische Industrie) angehören. Ep.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Amerika.

Der **Luftpostdienst der amerikanischen Regierung,** der bald zwei Jahre besteht, hat große Erfolge erzielt. In dem letzten Jahre sind 244 t über 801280 km befördert worden. Auf der Strecke Washington—New York wurde an Unkosten 42000 Dollar, auf der Strecke New York—Chicago 100000 Dollar gespart. Die vorbereiteten Luftstrecken New York—San Francisco und Chicago—Omaha werden dem Handelsverkehr erhebliche Vorteile bringen. (»Evening Post«, New York, 12. 5. 20.)
ND. 23.

Die Nachfrage nach den verschiedenen Arten der **Luftfahrt-Versicherung** wächst ständig, obgleich die Prämien reichlich hoch erscheinen. Die Versicherung gegen Feuer bei Luftschiffen beträgt 20 bis 30 vH für 6 Monate. Bei Flugzeugen beläuft sich die Feuer- und Diebstahl-Versicherungsprämie auf 4 vH und die Zusammenstoß-Versicherungsprämie auf 6 bis 9 vH. (»Aerial Age«, 19. 4. 20.)
ND. 23.

Höhenrekord. Auf dem Flugplatz San Antonia (Texas) erreichte Leutnant Weddington auf einem 300 PS-de Havilland-Doppeldecker mit vier Passagieren 6,936 km Höhe. (Dies wäre ein Weltrekord; doch werden seit 1. 1. 1920 »Höhenrekorde mit Passagieren« nicht mehr offiziell anerkannt, sondern nur »Höhenrekorde mit dem größten beförderten Nutzgewicht.«) (»l'Auto«, Paris, 29. 5. und 1. 6. 20.)
ND. 23.

Luftverkehrsverordnung des »Air Service«, in Ermangelung eines Staatsgesetzes. Diese »Luftregeln« des Heeresflugdienstes entsprechen der Luftkonvention.

Flugzeuge müssen sich 180 m von Lenk-, Frei- oder Fesselballonen entfernt halten. Luftschiffe haben das Wegrecht vor Flugzeugen. Luftfahrzeuge mit Motor müssen ausweichen, wenn sie sich sonst einem anderen Luftfahrzeug auf weniger als 180 m nähern würden. Beim Begegnen auf gleichem Kurs ist rechts auszuweichen. Wenn ein Luftfahrzeug nach diesen Regeln ausweicht, muß das andere Kurs und Geschwindigkeit beibehalten. Beim Ausweichen ist das Schneiden der Bahn eines anderen Luftfahrzeuges möglichst zu vermeiden. (Automotive Industries, 1. April 1920, S. 830.)
ND. 24.

Britisches Reich.

Bekanntmachungen des Luftministeriums.

.. Nr. 57. In Anbetracht der großen Menschenansammlungen, die ... während des Derby zu erwarten sind, werden die Flugzeugführer auf § 5, Absatz 2b) und c) (Allgemeine Sicherheitsvorschriften) der Luftverkehrverordnung 1919 hingewiesen. In diesen Vorschriften werden Akrobaten- oder Schauflüge über Rennsport-Veranstaltungen sowie Flüge in geringer Höhe oder großer Nähe über bzw. von Personen oder Gebäuden verboten. Zur Vermeidung von Unfällen haben sich die Flugzeugführer während des Rennens von dem »Grand Stand« von Epsom 3 km entfernt zu halten oder mindestens 1,85 km hoch zu fliegen. Zuwiderhandlungen werden streng bestraft.

Nr. 58. Vom 1. 6. 1920 ab werden folgende **Wetterberichte** (zur Ergänzung der stündlichen Meldungen für den Luftdienst zwischen London und dem Festland) ausgegeben:

Synoptische Telegramme nach demselben Code wie bisher werden ausgesandt um: 3^{15}, 8^{45} (statt den bisherigen 9^{15}) und 20^{15} WEZ.

Allgemeine Vorhersagen in offener Sprache (auf Grund von Beobachtungen um 1^{00} und 18^{00}) um 9^{15} und 20^{00}.

Beispiel einer solchen Vorhersage: »Über Island starkes Hoch, über dem Skagerrak zunehmendes Tief. Die Windströmung über den Britischen Inseln läßt auf kaltes Wetter mit örtlichen Niederschlägen und veränderlicher Wolkenbildung während der nächsten Tage schließen.«

Obige Mitteilungen werden von der F.T.-Station des Luftministeriums unter Rufzeichen G.F.A. gesandt, Wellenlänge 1,4 km.

Synoptische Telegramme, abgesandt von der F.T.-Station Aberdeen um 2^{30} und 14^{30} WEZ. Rufzeichen B.Y.S., Wellenlänge 3,3 km.

Nr. 61. **Luftverkehrs-Regelung durch drahtlose Telephonie.** Stationen für die Strecken London—Paris und London—Brüssel sind in Lympne und Croydon, die französischen Behörden haben solche in St. Inglevert, Valenciennes, Paris (le Bourget), die belgischen beabsichtigen eine Station in Brüssel (Evère) einzurichten. Für die Strecke London—Birmingham—Manchester—Glasgow sind Stationen in Castle Bromwich, Didsburg und Renfrew vorgesehen. Die drahtlose Überwachung sämtlicher britischen Stationen, einschließlich der zugelassenen Stationen auf Privat-Flugplätzen geschieht von Croydon aus.

Die drahtlose Telephonie soll den jeweiligen Ort eines Flugzeuges feststellen und dem Flugzeug Wetternachrichten übermitteln. (Flight, Nr. 597, 3. 6. 20, The Times, 4. 6. 20.)

Ein **Lehrstuhl für Flugzeugbau** ist am Imperial Institute in London errichtet worden. Zwischen dem Institut und dem Luftministerium ist vereinbart worden, daß den Studierenden die »Physikalische Reichsanstalt« und das Flugfeld von Farnborough zu praktischen Versuchen zur Verfügung stehen. (Deutscher Überseedienst, 7. 6. 20.)
ND. 24.

Sir Glazebrook (Vorsitzender des Luftfahrtbeirates) sprach am 26. 5. vor der Königl. Luftfahrt-Gesellschaft über die **Feuerverhütung im Luftfahrzeug.** Nach Berichten der »Unfall-Abteilung« sind bis zum 31. Dezember 1918 5 Fälle von Feuerausbruch in der Luft auf insgesamt 500000 Flugstunden zu verzeichnen. In den nächsten 6 Monaten kommen auf 36000 Flugstunden 4 Feuer. Bei Standmotoren ist die Feuersgefahr viermal so groß als bei Umlaufmotoren, die fast immer durch eine feuerfeste Scheidewand vom übrigen Flugzeug getrennt sind.

Zur Verminderung der Feuersgefahr müßten die Benzinbehälter so fest gebaut sein, daß eine Explosion bei etwaigem Absturz ausgeschlossen ist. Der Entwurf zu solch einem Tank liegt bereits vor. Vgl. den folgenden Bericht. (»The Times«, London, 27. 5. 20.)
ND. 23.

Ein **feuerfester Benzinbehälter** wurde von Hobbs im Beisein von Regierungsvertretern aus rd. 125 m Höhe herabgeworfen, wobei er 7,6 m hoch zurückprallte. Obgleich sehr verbogen, trug er kein Leck davon. Er ist aus rostfreiem Metall hergestellt und wiegt rd. 100 g/ltr. Einzelheiten sind noch nicht bekannt. (Flight, Nr. 597, 3. 6. 20.)
ND. 24.

Deutschland.

Nach dem Vortrag des Ing. Kahl vor den Flugzeugführern des Berufsverbandes für Luftfahrtwesen wurde von diesen darauf hingewiesen, daß wir in Deutschland mit zu hoher **Flächen- und Leistungs-Belastung** fliegen. Wenn wir nicht bald Motoren einbauen, die beim Start und in der Gefahr eine starke (mindestens 25 vH) Mehrleistung aufweisen, so werden unsere Flugzeuge durch zuvielen Bruch unwirtschaftlicher, als die ausländischen mit starken Motoren. (Sonderbericht.)
ND. 23.

Das **Starrluftschiff L 71,** das laut Friedensvertrag an Großbritannien ausgeliefert werden muß, soll mit einer deutsch-britischen Bemannung nach England fahren. Es wird voraussichtlich zuerst in der R.A.F.-Abteilung des Reichskriegs-Museums ausgestellt. Später könnte es im Zivilverkehr wertvolle Dienste leisten. (»The Times«, London, 2. 6. 20.)
ND. 23.

Italien.

Italienische Luftpost während des Eisenbahnerstreiks: Rom—Pisa—Mailand, 550 km, Rom—Neapel, 200 km, Neapel—Foggia, 120 km, mit Landflugzeugen; Genua—Livorno, 140 km, Neapel—Messina—Palermo, 680 km, mit Wasserflugzeugen; Turin—Mailand, 140 km, Mailand—Venedig, 260 km, mit Luftschiffen. Zwischen dem 22. und 30. Januar wurden auf 50 Flügen 30119 Briefe, 3500 Telegramme, 206 km Postsachen und 10 Dienstbriefsäcke befördert.

Die 5 Luftschiffe sollten die Bahnlinien aus geringer Höhe überwachen, vor allem Brücken, Kreuzungen usw. Sie machten in sechs Tagen 86 Flüge über 6000 km Bahnstrecke. (»Het Vliegveld«, 22. Mai 1920, S. 193.)
ND. 24.

Skandinavien.

Die **Firma Thulin in Malmö** hat aus Mangel an Aufträgen ihre Flugzeugfabrikation eingestellt und auf dem Platz von Djungbyhed bei Malmö eine Zivilflugschule eröffnet. (»l'Auto«, Paris, 27. 5. 20.)
ND. 23.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Ballonstoffe. Ganze Reihen auf Rahmen gespannter Ballonstoffe wurden in Washington monatelang gleichzeitig dem Wetter ausgesetzt. Bei normaler Lebensdauer scheidet sich allmählich und gleichmäßig Azeton aus der Gummiverbindung aus. Schnelles Austreten von Azeton verursacht kurze Haltbarkeit. Die in 24 h durch 1 m^2 durchgegangene Sauerstoffmenge wurde vergleichend gemessen. Die Haltbarkeit erkennt man ferner aus einer allgemeinen Prüfung auf Erhärten des Gummis, Weichwerden des Gewebes, Haften der frischen Gummischichten aneinander usw. — Junius David Edwards und Irwin L. Moore, 39. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt (13 S., 9 Abb.). Berichtet von The Technical Review, Bd. 12, 25. Mai 1920, S. 458, Nr. 1051. Hn. **2401.**

Fesselballone. Die amerikanische staatliche Luftschiffversuchsanstalt hat einen neuen Fesselballontyp entwickelt. Es stellt eine Annäherung an das normale Starrluftschiff dar. Das Ballonet hat unten ein 45 cm-Ballonventil, wird durch den Wind aufgeblasen und in der Halle unter Druck gesetzt. Man nimmt nur soviel Gas mit, als der größten Höhe und Temperatur entspricht. — Aircraft Journal, 17. April 1920, berichtet von The Technical Reviews, Bd. 6, 8. Juni 1920, S. 497, Nr. 1017 (¼ Sp.). Hn. **2601.**

Flugberechnung. Die größten möglichen Flugstrecken und Fluggeschwindigkeiten. Schon jetzt kommt man über 3000 km weit ohne Zwischenlandung. Man kann bei Windstille 6000, nicht aber 7000 km erzielen. Das ergibt sich aus einer Beziehung zwischen Luftdichte, Gewicht und Gleitzahl des Flugzeugs, Steigung, Wirkungsgrad und Zug der Schraube. Für beste Gleitzahl, also in der Gipfelhöhe, ist der Brennstoffverbrauch am geringsten. Praktisch fliegt man mit etwas kleinerem Anstellwinkel in etwas geringerer Höhe, wo Geschwindigkeit und Stabilität besser sind. Bleibt der Anstellwinkel konstant und das Motordrehmoment der Luftdichte proportional, so ist die erreichbare Luftdichte dem Gewicht proportional, also entspricht der Höhengewinn dem Betriebstoffverbrauch; Geschwindigkeit, Schraubendrehzahl, Leistungsbelastung und Betriebstoffverbrauch bleiben konstant. Daher wird die Flugweite nahezu proportional der Höhe. Der Anstieg beträgt höchstens 1,5 m/km.

Anwendung. Beste Gleitzahlen von $^1/_9$ bis $^1/_{10}$ sind möglich. Ein wenig unterhalb der Gipfelhöhe und wegen des Stirnwiderstands der großen Betriebstoffbehälter wird mit 1/8,5 gerechnet. Eine Schraube für besten Wirkungsgrad bei gleichbleibendem Schlupf hat etwa 0,75 Wirkungsgrad. Der Betriebstoffverbrauch sei 270 g/PSh. Die Gesamtflugstrecke ist dann das 800 fache des Gipfelhöhenzuwachses; dazu kommt noch das 8,5 fache der Gesamtgipfelhöhe am Ende für Ausnutzung des Gleitfluges. 60 vH des Gesamtgewichts können aus Betriebstoff bestehen. In diesen Beziehungen (von Devilliers) tritt die Leistung nicht auf. Jedoch muß die konstante Leistungsbelastung zum Heben genügen.

Beachtet man aber, daß das Motordrehmoment der um einen bestimmten Betrag (etwa 10 vH) des Bodenwertes verminderten Luftdichte proportional ist, so ist die Flugbahn schwächer geneigt und die Flugweite um rd. 5 vH geringer. Die größte Flugstrecke bleibt unter 6600, selbst bei 78 vH Schraubenwirkungsgrad unter 7000 km. Bei dieser größten Flugweite betrüge die Steighöhe 8,8 km.

Die größtmögliche Fluggeschwindigkeit folgt mit dem Schraubenwirkungsgrad 75, der Gleitzahl $^1/_8$ und einem Gesamtflugzeuggewicht von 3,5 kg für eine PS der verfügbaren Leistung zu 128,5 m/s oder 463 km/h. Praktisch ist diese obere Grenze wegen der Gefahren des Abfliegens und Landes natürlich nicht erreichbar. Auch wird es nicht gelingen, bei der hohen Flächenbelastung, also den kleinen Flügeln, die Gleitzahl $^1/_8$ beizubehalten. Mit Hilfe von Vorverdichtern wären dagegen diese Geschwindigkeiten in großen Höhen möglich. — A. Rateau, Comptes Rendus, Bd. 170, 16. Februar 1920, S. 364/370 (6 S., 0. Abb.). E. **2501.**

Flugberechnung. Die Flughöhe, die dem geringsten Streckenverbrauch entspricht; die Berechnung der besten Luftschraube für ein gegebenes Flugzeug. Eine aus bekannten Flugformeln (vgl. 2501) abgeleitete Gleichung für den Streckenverbrauch (kg-Betriebstoff je Flug-km) ergibt für ein Beispiel als kleinsten Wert 288 g/km bei 4,6° Anstellwinkel in 4,96 km Flughöhe, also 0,14 km unter der Gipfelhöhe. Zwischen 5,1 und 4,5 km betragen die Verbrauchschwankungen jedoch nur 2 vH.

Aus den Luftschrauben einer bestimmten Familie (Flügelprojektion ähnlich, Reibungswert gleich) kann für veränderliche Drehzahl und bestimmte Bodengeschwindigkeit die Schraube für beste Gipfelhöhe oder Steiggeschwindigkeit ausgewählt werden, wenn man beachtet, daß der Schlupfbeiwert der Steigung und dem Würfel des Durchmessers proportional ist, daß der Drehmomentbeiwert sich aus dem Steigungsverhältnis und Reibungsbeiwert einfach berechnen läßt. Für große Steigung ist der Wirkungsgrad nahezu konstant. Hier ist lediglich eine nur vom Schlupf abhängende Größe so zu bestimmen, daß sie möglichst klein wird. Bei dem praktisch wichtigeren Fall geringer Steigung (nicht untersetzte Schraube) wächst der Wirkungsgrad mit der Steigung. Das Steigungsverhältnis folgt aus der Zugkraft am Boden. Die Durchrechnung ist an Beispielen vorzunehmen. Die besten Schlupfwerte sind kleiner als der Schlupf für besten Wirkungsgrad am Boden. Untersetzung empfiehlt sich nur für kleine Flugzeuge. — A. Rateau, Comptes Rendus, Bd. 170, 1. März 1920, S. 491/497 (6 S., 0. Abb.). E. **2502.**

Flugzeugbau. Verwertbares aus der Flugzeugentwicklung. Vor dem Kriege wurde die Entwickelung des Flugwesens durch die Ansichten der betreffenden Militärverwaltungen geregelt. In Deutschland bis 1914 Tauben und schwere eigenstabile Doppeldecker vorherrschend, ähnlich in Österreich. In England leichte Aufklärungsdoppeldecker, schwere Flugzeuge verboten. In Frankreich leichte Rumpfflugzeuge oder schwerere Gitterschwanzmaschinen. Nach Kriegsbeginn wird überall das unwirtschaftliche Hochleistungsflugzeug ausgebildet, in Deutschland mehr durch Vervollkommnung der aerodynamischen Eigenschaften, im Ausland durch Einbau starker Motoren. — A. R. Weyl, Flugsport, Bd. 12, 3. März, 14. April, 12. Mai, S. 118/124, 173/175, 214/217 (10. S., 4 Zahlentafel). Forts. folgt. Hn. **2412.**

Flugzeugberechnung. Bestimmung des Widerstandsgesetzes für Tragflügel. Aus den Eiffelschen Messungen mit 6, 10 und 14 m/s Windgeschwindigkeit läßt sich leicht errechnen, daß der Widerstand der 1,76fachen Potenz der Geschwindigkeit entspricht. In ähnlicher Weise kann man den Widerstand abhängig vom Anstellwinkel ausdrücken, wenn man vorher die dazu gehörenden Meßresultate hat. — S. E. Slocum, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 19. April 1920, S. 188/200 (4½ Sp., 3. graph. Darstellungen der Zahlentafeln). Hn. **2403.**

Flugzeugberechnung. Einiges über das Kleinflugzeug. Aus einer Tabelle geht hervor, daß das günstigste Verhältnis Leergewicht durch Insassengewicht durch den Passepartout von De Marcay erreicht wird. Es beträgt 1,25, Farman Mücke 1,33 und Königs Sporteinsitzer 1,40. Vor dem Anzani-Dreizylinder-Motor ist zu warnen, da sehr schlecht. Man sollte lieber den 40,2 kg schweren 24 PS-Gradezweitaktmotor noch einmal prüfen. Für Kleinflugzeuge wird das dicke Profil wegen zu hohen Flügelgewichtes nicht dieselben Vorteile bieten wie bei Schnellflugzeugen. Das Zunehmen des Randwiderstandes mit Abnahme der Geschwindigkeit muß beachtet werden. Zuerst Schönwettersportflugzeug, dann Gebrauchsflugzeug! — A. R. Weyl, Flugsport, Bd. 12, 26. Mai 1920, S. 235/244 (9 S., 3 Zahlentafel). Hn. **2404.**

Flugzeugberechnung. Die Modellgröße spielt beim Festsetzen von Konstanten zum Entwurf von Flugzeugen eine große Rolle. Der Widerstand von Tragflügeln ist proportional dem Staudruck, der Flächengröße und einer Konstanten. Diese ändert sich in geringem Maße mit der kinematischen Zähigkeit, der Geschwindigkeit und der Tiefenausdehnung des Flügels. Der Widerstandsbeiwert von Streben und Spannseilen ist von einem Kennwert Breite mal Geschwindigkeit abhängig. Bei verschiedener Geschwindigkeit haben die Einzelteile von Flugzeugen veränderliche Anteile am Gesamtwiderstand. — H. Glauert, Aircraft Engineering, Bd. 1, Mai 1920, S. 138/140 (7 Sp., 4 graph. Darstellungen). Hn. **2603.**

Flugzeugberechnung. Rumpfberechnung. Zur Konstruktion des Rumpfes bestimmt man für eine Reihe von Belastungsfällen die in den Teilen wirkenden Kräfte und setzt den größten Wert in die Festigkeitsrechnung ein. Der Auftrieb der Tragflügel beim Landen wird vernachlässigt.

Fall 1. Landung mit hohem Schwanz. Die Reibung am Boden ruft ein Kippmoment, ausgeglichen durch das Höhensteuer, hervor. Die aus der Verzögerung entstehenden Kräfte werden berücksichtigt.

Fall 2. Stoß in Richtung des Schwerpunktes.

Fall 3. Start. Senkrechte Kräfte wie beim Landen. Wagrechte Kräfte und Drehmoment umgekehrt.

Fall 4. Schwanzlandung. Die Reibung des Spornes ruft eine Umkehrung der Kräfte im hinteren Teil des Rumpfes hervor.

Fall 5. Abfangen. Versuche mit dem Beschleunigungsmesser ergaben, daß die Beschleunigung bei 12° Anstellwinkel selten das 4fache, aber nicht das 4,5fache erreicht. Die Kraftrichtungen an Schwanz und Tragdeck werden auch bei Schränkung parallel angenommen.



Fall 6. Sturzflug. Alle Kräfte in der Flugrichtung wirkend.
Fall 7. Normalflug. Der Schwanz trägt 10 kg/m². Zug- und Schwerkraft wirken senkrecht aufeinander.

Die Kräfte an den Flügelbolzen hängen von der Druckpunktlage ab. Bei Sandbelastung sollte der Schwanz nach Fall 6 und der Rest des Rumpfes nach Fall 5 belastet werden. (Bei der ganzen Betrachtung wird nur das ebene Fachwerk und nicht das räumliche behandelt. Die Kräfte beim Landen auf einem Rad werden überhaupt nicht betrachtet.) — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 5. April 1920, S. 119/123 (8½ Sp., 8 sehr kleine Skizzen.) Hn. **2504.**

Flugzeugberechnung. Ein Kleinflugzeug, einschließlich Führer nur 105 kg schwer, braucht mit 24 m² Fläche bei 38 km/h Geschwindigkeit zum Wagrechtflug mindestens 2,6 PS. — E. M., Flugsport, Bd. 12, 26. Mai 1920, S. 229/235 (5 S.). Hn. **2505.**

Flugzeugbeschreibung. Das Farman-Sportflugzeug hat einen 60 PS-Le Rhone. Es kann mit zwei Personen Schleifen drehen. Spannweite oben 7,1 m, unten 5,9 m. Länge 6,1 m. Höhe 2,5 m. Abstand der Luftschraubenachse vom Boden bei wagrechtem Boot 1,28 m. Flügelabstand 1,55 m. Tiefe 1,50 m, Staffelung 0,55 m. Fläche 19,5 m². Größter Rumpfquerschnitt 0,61 × 0,66 m. 33 l Benzin und 11 l Öl in Aluminiumbehältern. Ruder nicht ausgeglichen. Keine Kielflosse. Die Geschwindigkeit beträgt höchstens 140, im Sparflug 100 und beim Landen 45 km/h. Steigzeit bis 1 km 5,5 min, bis 2 km 13 min. Gesamtgewicht 401 kg. Nutzlast 200 kg (50 vH). Leistungsbelastung 6,7 kg/PS. Flächenbelastung 20,5 kg/m². — L'Aéronautique, Bd. 1, Mai 1920, S. 440 (2 Sp., 2 Abb.). Hn. **2506.**

Flugzeugbeschreibung. Das Boulton und Paul-Verkehrsflugzeug hat zwei seitlich eingebaute Motoren zu je 450 PS. Gemeinsamer Kühler im Rumpf. (Wo, nicht angegeben.) Das Kühlwasser wird zum Kühler, von da zu einem Reservebehälter im Oberdeck und dann zum Motor befördert. Die Brennstoffgefäße teilen den Rumpf in zwei Räume. Der Führer sitzt in der Kabine, kann sie aber leicht öffnen. Querruder am Ober- und Unterdeck. Höhenflosse verstellbar. Ölbehälter hinter den Motoren. Weitgehende Verwendung von Rohrnieten. Geschwindigkeit in 3 km Höhe 240 km/h, in 4,5 km 230 km/h. Gesamtgewicht 3,17 t. Nutzlast 1,35 t (43 vH). Steigzeit bis 3 km 8 min, bis 4,5 km 15 min. Gipfelhöhe 7,6 km. Flächenbelastung 40,6 kg/m². Leistungsbelastung 7,04 kg/PS. (Angaben über Zahl der Reisenden fehlen.) — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 10. Mai 1920, S. 290 (5½ Sp., 2 Lichtb., 1 Zeichnung). Hn. **2609.**

Flugzeugbeschreibung. Der 700 PS-Fiatdoppeldecker erreicht mit vier Reisenden 261 km/h Geschwindigkeit. Flugweite 5000 km in 20 h. — L'Aéronautique, Bd. 1, März 1920, S. 451 (¾ Sp., 1 Lichtbild). Hn. **2507.**

Flugzeugbeschreibung. Der Boulton und Paul-P 9 hat einen luftgekühlten 100 PS-Achtzylinder-V-RAF Ia-Motor mit vierflügliger Luftschraube von 2,8 m. Sitze und Doppelsteuer für zwei Personen. Geschwindigkeit 169 km/h (Reklameaufsatz!). Steigzeit bis 1,5 km Höhe 8½ min. Gipfelhöhe 4,25 km. Leergewicht 0,57 t. Nutzlast 0,238 t (34 vH). Gesamtgewicht 0,808 t. Flächenbelastung 31 kg/m². Leistungsbelastung 8 kg/PS. Spannweite 8,2 m. Länge 7,6 m. Höhe 3 m. Flügelabstand 1,66 m. Tiefe 1,66 m. Profil RAF 15. Holzdrahtboot aus Spruce und Klavierdrähten. Die beiden unteren Holme sind in der Mitte geschäftet. Verkupferte und verzinnte Stahlbeschläge. Am Vorderteil des Rumpfes Sperrholzbeplankung. Hinter dem Motor eine Asbestplatte. Der vordere Steuerknüppel besteht aus zwei übereinandergesteckten Rohren, die man leicht voneinander lösen kann. Hinter dem Führer sitzen zwei kleine Köfferchen, die sich der Rumpfform anschmiegen. — Kari, Aircraft Engineering, Bd. 1, Mai 1920, S. 141/145 (14 Sp., 9 Abb.). Hn. **2508.**

Flugzeugbeschreibung. Der Stinson-»Greyhound«-Doppeldecker hat zwei Sitze nebeneinander. Rumpfhaut: Mahagoni. Profil USA 4. Zwei Stielpaare, normale Verspannung, mit Baldachin. Knüppelsteuer. Querruder an Ober- und Unterdecke, durch Stahlrohre im Unterflügel betätigt. Am Höhenruder nur ein Kreuz mit Steuerzügen in Boot und Kielflosse. Alle Flächen und Ruder haben in der Hinterkante Drähte. Stirnkühler, 90 PS-Achtzylinder-Curtiss-V-Motor ganz eingekapselt, offener Auspuff, 1400 U/min. Sämtliche Beschläge polierter und vernickelter Stahl, auch das Fahrgestell. Gummiabfederung. Räder unverkleidet. Spannweite 9,2 m. Länge 6,7 m. Höhe 2,7 m. Flügelabstand und -tiefe 1,5 m. Fläche 29,4 m². Leergewicht 0,43 t. Gesamtgewicht mit 98 l Benzin 0,65 t. Flächenbelastung 22,1 kg/m². Leistungsbelastung 7,2 kg/PS. Höchstgeschwindigkeit 155 km/h, Sparflug 89 km/h, Landegeschwindigkeit 40 km/h. Flugdauer mit Höchstgeschwindigkeit 3¼ h, im Sparflug 5½ h. Höhe nach 1 min 350 m. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 5. April 1920, S. 117 (2 Sp., 2 Lichtbilder). Hn. **2409.**

Flugzeugbeschreibung. Der Sopwith-Wallaby hat einen 375 PS-Rolls-Royce mit Zugschraube und Stirnkühler. Als Dreistieler ist er mit hintenliegendem Führersitz und 9,8 m³ großem Abteil ausgestattet. Der 100 PS-Anzani-Sopwith-»Grasshopper« ist ein zweistieliges Schulflugzeug für zwei Personen mit guten Flugeigenschaften.

	Wallaby	Grasshopper	
Geschwindigkeit	175	137	km/h
Geschwindigkeitsbereich	150	120	vH
Flugweite mit Vollgas	760	270	km
» im Sparflug	1060	335	km
Sicherheitszahl	6,5	6,5	
Spannweite	14,0	10,0	m
Länge	8,5	7,0	m
Höhe	3,6	2,4	m
Flügeltiefe	1,90	1,52	m
Staffelung	0,08	0,27	m
V-Form	4	2½°	
Gesamtgewicht	2,36	0,76	t
Nutzlast	1,04	—	t
Nutzlastanteil am Gewicht	44	48 (?)	vH
Flächenbelastung	46	26	kg/m²
Leistungsbelastung	6,3	9,76	kg/PS

— Aerial Age Weekly, Bd. 11, 26. April 1920, S. 219, 220 und 232 (5 Sp., 4 Abb.). Hn. **2509.**

Flugzeugbeschreibung. Das Fiat-10-Personen-Reiseflugzeug hat einen Fiat-Dreifach-Motor, d. h. drei Reihenstandmotoren nebeneinander, die eine gemeinsame Luftschraube treiben. (Über das Getriebe keine Angaben.) Gemeinsamer Stirnkühler. Der Führersitz rechts hinter der Maschinenanlage, 0,5 m daneben der Monteur-Wegführerplatz mit Doppelsteuer. Durch eine Schiebetür gelangt der Wegwart in den Maschinenraum, durch eine andere in das luxuriöse Abteil mit 10 Sitzplätzen in Flugrichtung und 0,5 m breitem Mittelgang. Einstieg mittels Treppe von unten in den Mittelgang. Geschwindigkeitsbereich 80/217 km/h. Wenn ein Motor versagt, sinkt die Schnelle auf 177 km/h. Der Motor wird dann ausgekuppelt und vom Monteur repariert. Das Boot hat festes Gitterwerk mit Sperrholzbeplankung. Alle Ruder ausgeglichen. Höhenflosse verstellbar. Gesamtgewicht 5 t. Leergewicht 3,2 t. Nutzlast (36 vH): Brennstoff 0,75 t, F.T.-Einrichtung 0,05 t, Besatzung 0,15 t, zehn Reisende mit Gepäck 0,85 t, Motorleistung bei 1850 U/min 900 PS, bei 1600 U/min 700 PS; Leistungsbelastung 7,14 kg/PS. Flugweite normal 960/1200 km, mit Benzin überlastet 1300 bis 1500 km. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 19. April 1920, S. 185/187 (3 Zeichnungen, 1 Barographenkurve). Hn. **2416.**

Flugzeugbeschreibung. Weitere Sportflugzeuge (Nachtrag zu 2212, Luru, S. 181): Loening »Kitten«, Wassereindecker mit 35/60 PS-Lawrence (und P. V. 8 Eastchurch »Kitten«, Landdoppeldecker mit 30 PS-ABC). Spannweite 5,8 (5,8) m. Länge 4,0 (4,8) m. Höhe 1,5 (1,6) m. Flächengöße 6,6 (10,0) m². Leergewicht 136 (162) kg. Gesamtgewicht 226 (294) kg. Nutzlast 90 (132) kg, 40 vH (45 vH) Geschwindigkeitsbereich 75 bis 150 (52 bis 140) km/h. Flächenbelastung 34,0 (29,4) kg/m². Leistungsbelastung 3,76 bis 6,16 (9,80) kg/PS. Beide haben geflogen.

(Die Zahlentafel, s. 2212, Luru, S. 181, enthielt nur Flugzeuge unter 50 PS. Es gibt noch mehr Sportflugzeuge mit stärkeren Motoren, über die zum Teil schon berichtet ist oder, sobald Angaben kommen, berichtet wird.) Garbardini baut ein 50 PS-Schulflugzeug. — Flight, Bd. 12, 13. Mai 1920, S. 519/523. Zahlentafel auch Aeronautics, Bd. 18, 15. April 1920, S. 312/313 (2¾ Sp., 1 Zahlentafel, vgl. 2212, und 28 Skizzen.) Hn. **2417.**

Flugzeugbespannung. Stoffbefestigung. An der Oberkante der Rippe sind diagonale Stiche vorteilhafter als senkrechte. Bei Bristol und De Havilland üblicher Abstand 0,1 m. Ungewachste Baumwollschnur widersteht einem Anscheuern leichter als ungewachstes Leinen. Gewachst zeigen beide gleichen Widerstand gegen Durchreiben. Gewachste und ungewachste Baumwollschnüre sind fester als Leinenschnüre.

Nähen an der Hinterkante ist schwierig. Versuche ergaben, daß, wenn Kette parallel zur Hinterkante, Leimen, wenn senkrecht, Nähen besser ist. Beim Säumen sind Stiche von 2,5 mm Abstand am günstigsten. Ballontuch wurde an der Innenseite durch Bänder parallel zu Kette und Schuß verstärkt, so daß Quadrate von 0,2 m Seitenlänge entstanden. Versuche zeigten, daß so verstärktes Gewebe mit Kette und Schuß diagonal zu den Kanten am stärksten ist. Die Festigkeit der Ballonstoffe wurde ohne und mit genähten und ungenähten, mit und ohne Pressung geklebten Säumen geprüft. Nähen war überflüssig. — E. D. Walen und R. T. Fischer. 37. Bericht aus dem 4. Bd. des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (14 S., 1 Abb.). Berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 25. Mai 1920, S. 458, Nr. 1049. Hn. **2419.**

Flugzeugkunde. Die Lebensdauer eines Flugzeuges hängt ab von der Lebensdauer der Kraftanlage und des Flugwerkes. Vor dem Kriege nahm man darauf keine Rücksicht, während des Krieges war ein Flugzeug nach drei Monaten veraltet oder zerbrochen.



Heute baut man die Motoren auf größere Zuverlässigkeit und leichte Überholbarkeit. Die Betriebsdauer bis zum Überholen ist auf 125 bis 150 h gestiegen. Bei manchen neueren Flugzeugen lassen sich Ventile oder Kolben auswechseln, ohne den Motor auszubauen. Der Krieg hat aber den Metallflugzeugbau gefördert, in Deutschland auch durch die Holzknappheit. Ebenso entwickelte der Leinenmangel billigere Ersatzstoffe aus Baumwolle und Halbleinen mit wertvollen Eigenschaften. — Automotive Industries, Bd. 42, 1. April 1920, S. 821 (1 Sp., o. Abb.). E. **2420.**

Materialkunde. Monel-Metall für Motorventile (Monel metal for engine valves). Die Versuche im U. S. Bureau of Standards über die Verwendung von Monel-Metall für Flugmotorenventile haben im wesentlichen folgende Ergebnisse gezeigt:

Ein 180 PS Hispano-Suiza, dessen Auspuffventile aus Monel-Metall hergestellt waren, lief mit 1800 U/min bei 130 bis 140 PS-Leistung insgesamt 130 h in Absätzen von je 6 h. Nach 45 h waren Ventile und Ventilsitze ziemlich stark angefressen, ohne daß die Leistung wesentlich abgenommen hätte. Diese blieb auch während der nächsten 45 h im wesentlichen gleich. Während der darauffolgenden 40 h wurden an dem Motor Untersuchungen mit absichtlich hervorgerufenen Selbstzündungen angestellt. Dabei traten sehr hohe Zylindertemperaturen auf, so daß die Nichrom-Elektroden einer besonderen Zündkerze (Schmelzpunkt bei 1500°) in einem Falle durchgeschmolzen wurden. Nach dieser Versuchsdauer war der Zustand der Ventile und Ventilsitze anscheinend nicht schlechter als am Ende der ersten 45 h, auch hatte die Leistung abgenommen, durch undichte Ventile augenscheinlich nicht. — Technical Bulletin Nr. 36, Bureau of Standards, Aviation 15. April 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 8. Juni 1920, S. 495 (¼ Sp., o. Abb.). Hr. **2611.**

Meßgerätebeschreibung. Eine aerodynamische Torsionswage. (An aerodynamical torsion balance) zum Messen der Drehmomente von Modellen mit Bezug auf eine bestimmte Achse oder zum Bestimmen der Nullachse. Die senkrechte Hauptspindel ist an einem dünnen, verdrehbaren Stahlband aufgehängt und in zwei Kugellagern geführt. Das Gerät sitzt über der Decke des Windkanals, derart, daß die Spindel unten etwa bis in die Mitte der Kanalhöhe reicht. An dem Gestell, das die beiden Spindellager trägt, sind zwei Scheiben mit Teilungen befestigt, eine gerade unter, die andere über dem Stahlband; ein Zeiger an der Spindel gibt auf der unteren Scheibe die Stellung des Modells gegen den Wind an; ein zweiter mit dem Gestell verbundener Zeiger, der über der oberen Scheibe spielt, mißt die Verdrehung der Feder. Die Schwingungen der Spindel werden durch zwei Blechflügel in einem Blechbehälter mit Öl oder Wasser gedämpft. Das Gerät läßt sich durch Anhängen bekannter Drehmomentlasten sehr bequem eichen. — A. F. Zahm, Journal of the Franklin Institute, Bd. 189, April 1920, S. 463/68 (6 Abb.). Hr. **2512.**

Meßgerätebeschreibung. Die Messung von Druck und Unterdruck an den Tragflügeln geschieht durch kleine Öffnungen in ihrer Oberfläche, die durch Schläuche an Glasröhren halb voll Alkohol angeschlossen sind. Der Stand der Flüssigkeit wird mittels Filmband festgehalten.

Die Neigung des Flugzeuges wird mit Hilfe der Sonnenstrahlen, die durch die enge Blende einer Kamera auf ein vorbeiziehendes Filmband fallen, gemessen.

Seilkräfte mißt man in Deutschland mit gesteuerten Meßdosen, in Frankreich durch ein roheres, der Brinellschen Kugeldruckprobe ähnliches Verfahren. Eine gehärtete Stahlkugel wird in einer spannschloßähnlichen Vorrichtung gegen einen Stahlzylinder gepreßt. Der Eindruck wird mittels Mikroskop gemessen und gibt die größte Kraft, aber nicht deren Zeitpunkt. $^1/_{100}$ mm Eindruck entspricht 5 kg Zug.

Die Beschleunigung mißt man durch die Ausweichungen eines halbkreisförmig gebogenen Glasstäbchens von $^1/_{100}$ mm Dmr aus seiner Ebene, die mit Glühlampe und Linsensystem auf einem Filmband aufgezeichnet wird.

Die Verdrehung des Rumpfes wird durch Filmen eines belichteten Punktes im Schwanz vom Schwerpunkt aus festgestellt. Ein anderes Verfahren, bei dem man eine Stange am Hintersteven befestigt und einen Querarm an ihrem vorderen Ende die Verdrehungen auf eine umlaufende Trommel schreiben läßt, wurde auch angewandt.

Zug und Drehmoment der Schraube werden in eigens dazu gebauten Breguet- und Spadflugzeugen am Motorträger gemessen. Infolge des Mehrgewichtes können diese Flugzeuge leicht über 3 km Höhe steigen. Die Kräfte werden durch Hebel auf Kupferplatten übertragen, die gegen eine Membrane drücken. Hinter dieser ist eine Flüssigkeit, deren Druck gemessen wird. Um das Gesetz der Abnahme der Motorleistung mit abnehmendem Luftdruck zu ermitteln, muß die angesaugte Luft konstante Temperatur haben. Dazu werden Thermometer außenbords, vor das Ansaugventil und in den Kühler eingebaut. Der Druckunterschied in der Ansaugleitung und der äußeren Luft ist auch registriert worden, alles so, daß die Besatzung die Instrumente leicht ablesen konnte. Trotzdem gelang es nicht, das Gemisch bei konstanter Temperatur zu halten, und somit wurde auch der Zweck dieser Spezialflugzeuge nicht erreicht. — L'Aéronautique, Bd. 1, Mai 1920, S. 431/436 (10 Sp., 12 Abb.). Hn. **2513.**

Meßgerätebeschreibung. Vorrichtung zum Messen des Zylinderwiderstandes von Umlaufmotoren im Windkanal von 2,1 m Durchmesser. In dem Modell eines Rumpfes ist ein 1½ PS-Elektromotor mit dem Zylinderblock vorn am Wellenstumpf auf zwei Stahlschneiden etwa 25 mm unter der Symmetrieachse eingebaut. Stromzuführung durch Quecksilberkontakte. An einem seitlichen Arm wird das Drehmoment festgestellt. Der Schub wird an derselben Strebe, jedoch bei arretierter Schaukeleinrichtung, gemessen. Schub und Drehmoment werden also zeitlich getrennt untersucht. Profileisenträger und Spannseile tragen das Ganze. Die Luftschraube wird von einem vor der ganzen Einrichtung montierten E-Motor sozusagen als Druckschraube betrieben. Sie hat normalen Abstand vom Zylinderblock, ohne mit ihm irgendwie verbunden zu sein. Messung von Drehmoment und Schub geschieht bei ihr in ähnlicher Weise wie bei dem Zylinderblock. Geeicht wird durch Messen bekannter Schübe oder Drehmomente. Zum Feststellen des Zylinderwiderstands werden beide Motoren durch Widerstände auf gleiche Drehzahl gebracht. Der Widerstand des Bootes bleibt ungemessen. — A. Page, H. E. Collins und T. H. Fewster, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 5. April 1920, S. 118 und 123 (2½ Sp., 1 Skizze). Hn. **2425.**

Meßgerätebeschreibung. Ein Gerät zum Messen von Dampfspannungen (An instrument for measuring vapor tensions). Die Bestimmung der Verdampfeigenschaften der leichten Motorbrennstoffe erfolgt bis jetzt nur mittelbar auf dem analytischen Wege der fraktionierten Destillation. H. Moore hat in der Society of Chemical Industry zu Manchester sein Gerät zum unmittelbaren Messen der Dampfspannung (auf eine an sich längst bekannte Weise) beschrieben. Zwei Rohre sind oben mit Hähnen versehen und unten mit einer Quecksilberflasche verbunden. Sie werden durch Anheben der Flasche und Füllen mit Quecksilber luftleer gemacht und bilden dann zwei Barometer, von denen das eine mit Wassermantel und Thermometer versehen wird. In diesem läßt man den zu untersuchenden Brennstoff verdampfen, wobei man die Temperatur beobachtet. — Automobile Engineer, März 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 25. Mai 1920, S. 453 ($^1/_5$ Sp., o. Abb.). Hr. **2426.**

Motorbau. Der Hispano-Suiza-Flugmotor (The Hispano-Suiza airplane engine). (Bearbeitung von Kurbelwelle, Nockenwelle, Gehäuse und Kolben, die einzeln mit den zugelassenen Fehlergrenzen dargestellt sind, sowie Einzelheiten des Zusammenbaues.) Beachtenswert ist u. a. eine Maschine zum Einschleifen der Kolbenringe, bei der ein alter Zylinderblock verwendet wird. — H. O. C. Isenberg, American Machinist, Bd. 51, 10. April 1920, S. 109/96 (3 Sp., 25 Abb.). Hr. **2612.**

Motorbeschreibung. Motor mit hängenden Zylindern (Inverted engine for burning kerosene), der auch für das Flugwesen bemerkenswert ist, hat W. H. Johnson, Dart Motor Truck Co., für einen Schlepper mit Petroleumbetrieb entworfen, um die Schwierigkeiten infolge Verdünnung des Öles beim Betriebe mit schwer verdampfbaren Brennstoffen zu vermeiden. Die Lager der Kurbelwelle haben volle Druckschmierung, den vier Zylindern wird nur das abgespritzte Öl der Kurbelwelle zugeführt. Damit nicht zuviel Öl in die Zylinder gelangt, sind deren Mäntel ein Stück in das Kurbelgehäuse hinein verlängert. Das Öl sammelt sich auf dem Grunde des Kurbelgehäuses in einer Kammer, die mit dem Zylinderblock zusammengegossen ist. Das Wasserauslaßrohr ist innen im Kurbelgehäuse-Oberteil angegossen. — Auszug aus Automotive Industries, 15. April 1920, (½ S., 1 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 8. Juni 1920, S. 495. Hr. **2613.**

Motorbeschreibung. Der 800/900 PS-Zwölfzylinder Sunbeam-Coatalenflugmotor hat zwei Zylinderreihen in 60° V. Oben auf jeder Reihe eine Steuerwelle. Drei Einlaß- und drei Auslaßventile durch Schwinghebel betätigt. Stahlzylinder, Aluminiumkolben und Pleuelstangen mit H-Querschnitt und Gabeln. Die hohle Kurbelwelle läuft in acht Weißmetallagern und Drucköl links herum. Durch ein Stirnradgetriebe wird die Drehzahl von 1400 auf 920 U/min untersetzt. Vor und hinter jeder Reihe im ganzen vier Sunbeam-Claudelvergaser. Vier Zwölfzylinderzündapparate, hinten durch Kegelräder getrieben, paarweise rechts- und linksherum laufend. Ölpressung an der Kurbelwelle 2,8 at, an den Hilfsapparaten 0,7 at. Bohrung 180 mm. Hub 210 mm. Gewicht mit Wasser und Öl 885 kg. Bremsleistung bei 1400 U/min 850 PS. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 26. April 1920, S. 221 (1 Sp., 3 Lichtb.). Hn. **2515.**

Motorteile. Das Entwerfen der Ansaugleitungen für Motoren (Design of intake manifolds in car engines) bedarf mit zunehmender Verschlechterung des Brennstoffes besonderer Sorgfalt, da man, um den Brennstoff vollständig zu verdampfen, die Ansaugleitungen heizen muß. Auch die Geschwindigkeit in der Ansaug-



leitung ist wichtig. Zwei Saugventile, die unmittelbar hintereinander öffnen, sollten möglichst nicht in derselben Kammer untergebracht werden. Die Abstände der Ventile von der nächsten Abzweigung der Ansaugleitung sollen möglichst gleich sein. Noch wichtiger und weniger schwierig ist es, die Krümmung der zu den Ventilen führenden Rohre überall gleich zu halten. Auch ist es fehlerhaft, die Krümmer zu einzelnen Zylindern nach oben, zu anderen nach unten abzuzweigen. Plötzliche Querschnitterweiterungen, insbesondere in senkrecht aufsteigenden Leitungen, sind zu vermeiden. Die Krümmer müssen großen Halbmesser erhalten; dann läßt sich häufig der Ansaugquerschnitt verringern und die mittlere Gasgeschwindigkeit steigern, ohne daß die Leistung vermindert wird. Dadurch können die Bedingungen für die Brennstoffverdampfung wesentlich verbessert werden. Wichtig ist auch, daß die Heizwärme an der richtigen Stelle zugeführt wird, im allgemeinen im Ansaugkrümmer, auf einem verhältnismäßig kleinen Teil seiner Oberfläche, vorzugsweise da, wo sich flüssiger Brennstoff niederschlagen kann. Besonders bevorzugt wird für die Heizung der senkrechte Anschluß zwischen Vergaser und Ansaugkrümmer, in Verbindung mit den hieraus folgenden Rohrteilen. F. C. Mock. — Auszug aus Journal of the Society of Automotive Engineers, März 1920, (9½ Sp., 4 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 8. Juni 1920, S. 496 (½ Sp., 4 Abb.). Hr. **2616.**

Motorvergaser. Der Standard-Vergaser (The Standard carburettor). Der von Blanchereau erfundene Vergaser soll bei allen Drehzahlen und allen Flughöhen ein unveränderliches Gemisch liefern. Er hat nur eine Brennstoffdüse und einen Drosselkörper in der Form eines Doppelkegels, der unter dem Einfluß des Unterdruckes senkrecht verstellt wird. Beim Anlassen sitzt der Körper unten auf dem die Brennstoffdüse umgebenden Ringraum so auf, daß nur ein kleiner Querschnitt für die Mischluft freibleibt und eine sehr hohe Luftgeschwindigkeit erzielt wird, die das Anspringen erleichtert. Wenn die Drossel geöffnet wird, hebt sich der Körper selbsttätig in die Höhe, so daß mehr Luft einströmen kann. Sein Hub ist nach oben hin durch eine Stellschraube begrenzt. (Inwiefern bei dieser Bauart eine Berichtigung des Gemisches mit der Flughöhe eintreten soll, die nur in einer Verdünnung des Gemisches bestehen könnte, ist aus der Beschreibung nicht ersichtlich.) — France-Industrie et France-Aviation, Januar 1920 (2 Sp., 1 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 25. Mai 1920, S. 453, Nr. 1055. Hr. **2430.**

Motorversuche. Ein Universal-Versuchsmotor (Universal best engine) zum Erproben von Einzylinder-Motoren mit 100 bis 200 mm Bohrung, 100 bis 250 mm Hub und 1:4 bis 1:10 Verdichtung wurde von der technischen Abteilung des amerikanischen Landesbeirates gebaut. Die Schwierigkeiten des Einbauens verschiedener Kurbelwellen für die verschiedenen Hublängen hat man durch eine aus drei Hauptteilen zusammengesetzte Kurbelwelle umgangen. Die beiden Lagerzapfen tragen große exzentrische Flansche mit Ausnehmungen zur Aufnahme des Kurbelzapfens. Dieser besteht aus dem eigentlichen Zapfen und zwei ähnlichen Flanschen; durch Verdrehen der zusammenpassenden Scheiben gegeneinander kann man den gewünschten Hub einstellen. Für die verschiedenen Hube sind indes besondere Pleuelstangen erforderlich. Man kann dabei stets das gleiche Kurbellager benutzen, an den Kolbenenden werden Buchsen eingesetzt, die den Kolbenbolzen entsprechen. Für alle Motorbauarten genügen zwei Steuerwellen, die gegeneinander ausgewechselt werden können, und auf denen die Steuernocken von gewünschter Form einzeln befestigt. Die Einzelheiten sind genormt, so daß dieselben Nocken auch für obenliegende Steuerwellen benutzt werden können. Für diese Art Ventilantrieb sind senkrechte Antriebswellen in drei Längen notwendig. Auf Grund von Versuchen konnten auch die Schwungräder auf zwei vermindert und trotzdem die niedrigste Drehzahl, 300 U/min, erreicht werden.

Die Schmierung ist normal, jedoch mit regelbarem Öldruck. Für die Zündung können Batterie oder Magnet verwendet und gleichzeitig eingebaut werden, so daß man durch Umschalten ihre Wirkungen vergleichen kann. Eine besondere Einrichtung gestattet, die Vorzündung genau zu messen.

Für den Motor ist ferner Luftkühlung mittels Gebläses wie auch Wasserkühlung mittels Umlaufpumpe vorgesehen; der Wasserumlauf kann gemessen und geregelt werden, so daß man die Kühlung des Einzelzylinders ganz den Betriebsbedingungen des Mehrzylindermotors entsprechend einstellen kann.

Oberhalb der Kurbelwelle hat das Kurbelgehäuse eine Öffnung zur Aufnahme eines Zylinders von 200 mm Bohrung; kleinere Zylinder werden mittels besonderer Flansche eingebaut. Das Verdichtungsverhältnis wird durch Heben oder Senken des Zylinders gegen die Mitte der Kurbelwelle durch bis zu sechs Unterlegscheiben geregelt. Die Befestigungsschrauben für die Zylinder bzw. für den Verbindungsflansch sind zu diesem Zweck entsprechend lang bemessen. — G. D. Angle. Aviation, 15. April 1920, (5 S., 9 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 8. Juni 1920, S. 494/495. Hr. **2614.**

Motorzubehör. Ein tragbarer Flugzeuganwerfer wird jetzt verwendet von der Ausrüstungsgruppe der Technischen Abteilung auf dem McCook-Feld. Er kann durch geeignete Stirnplatten allen Motoren angepaßt werden, wird von einem Kraftwagenanlasser mit Sammlerbatterie angetrieben und vermag einen kalten Liberty 12 mit 40 U/min zu drehen. Er sitzt auf einem Packard-1½ t-Lastwagen, wird vor das Flugzeug gefahren und mit einem Hebel die Stirnplatte mit der Nabenmutter zum Eingriff gebracht. Wenn der Motor läuft, geht die Platte von selbst zurück. — Automotive Industries, Bd. 42, 1. April 1920, S. 831 (½ Sp., o. Abb.). E. **2431.**

Motorzündung. Eigenschaften und Herstellung von keramischen Isolatoren für Zündkerzen (Properties and preparation of ceramic insulators for spark plugs). Der Isolator einer Zündkerze erreicht am inneren Ende 900 bis 1000° C, der Körper selbst erwärmt sich auf 200°. Das gilt aber nur für wassergekühlte Zylinder. Der elektrische Widerstand verschiedener Isolatorenstoffe wurde daher zwischen 200 und 900° C ermittelt; hierzu dienten schalenartige Probekörper von 60 mm Dmr, 65 mm Tiefe und 2,5 m Dicke, soweit nicht ganze Zündkerzen benutzt wurden. Die elektrischen Beanspruchungen einer Zündkerze durch eine Zünddynamo lassen sich bei Versuchen schwer wiedergeben, da die Spannung im Augenblicke des Versagens von 6000 V auf 900 V zurückgeht. Bei den ersten Versuchen mit Gleichstrom von 2000 V störte auch die Versuchsdauer das Ergebnis sehr durch eine Art Polarisation. Diese Einflüsse treten bei Wechselstrom nicht auf.

Versuchsergebnisse: Eine kritische Temperatur, bei der der Widerstand besonders schnell abnimmt, ist nicht vorhanden; die Annahme, daß die Zündkerzen bei bestimmten Temperaturen versagen, ist ein Irrtum. Vielmehr nimmt mit zunehmender Temperatur der Widerstand stetig ab, und der entweichende Strom steigert die Temperatur der Isolation immer weiter, bis sie schmilzt und der Funken überspringt. Die Widerstandsabnahme beträgt etwa 2 vH für je 1° C Erwärmung der Kerze. Für Vergleichszwecke eignet sich die Temperatur, bei der ein Isolator den Widerstand 1 Megohm/m³ aufweist. Diese Temperatur schwankt zwischen 350° bei schlechterem Porzellan und 800° bei geschmolzenem Quarz. — 53. Bericht, Teil I, aus dem 5. Bd. des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 25. Mai 1920, S. 469/470, Nr. 1100. Hr. **2433.**

Motorzündung. Der Einfluß von Druck und Temperatur auf die Zündfunkenspannung (Effect of gas pressure and temperature on the sparking voltage of sparking plugs) wurde an vier Zündkerzen verschiedener Bauart untersucht, die, in eine Bombe mit verdichteter Luft gefüllt, im elektrischen Ofen eingebaut waren. Die Drücke betrugen bis zu 7 kg/cm², im elektrischen Ofen wurden bis zu 500° C erzeugt. Zum Betrieb dienten Wechselstrom von 60 Per. und der Strom einer gewöhnlichen Zünddynamo.

Die Zündspannung hängt lediglich von der Dichte des Gases ab, und zwar linear. Für eine Zündkerze mit 0,5 mm Funkenstrecke betrug z. B. die Funkenspannung 2800 V bei 1 kg/cm², 9400 V bei 5 kg/cm² Druck, in einem Flugmotor mit mittlerem Verdichtungsverhältnis etwa 6000 V. Ferner zünden die plötzlichen Entladungen einer Zündspule oder Zünddynamo noch bei Temperaturen, bei denen die Zündung durch Wechselstrom von 60 Per. bereits versagt.

Die Versuche sind nur mit Luft angestellt. Da aber schon bekannt ist, daß die Zündspannung für Benzin-Luftgemische etwa 10 vH höher als für reine Luft ist und von dem Brennstoffgehalt des Gemisches linear abhängt, so gestatten diese Versuche auch mittelbar auf die Vorgänge in Motoren zu schließen. — L. R. Loeb und F. B. Silsbee. 54. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt; berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 8. Juni 1920, S. 495. Hr. **2615.**

Motorzündung. Die Ursache elektrostatischer Erscheinungen in Zündkabeln. Aus der üblichen Schaltung der Zündanlage ergibt sich die Möglichkeit des Ansammelns statischer Ladungen infolge der gegenseitigen Induktion langer Zündleitungen, die allerdings durch Umgeben der Kabel mit einem »geerdeten« Rohr auf etwa ¼ herabgesetzt wird. Außerdem entstehen Spannungsstöße nach dem Funkenübergang, da der Unterbrecher beim Schließen des Primärkreises schwingt. Die Ladungen sind je nach der Luftfeuchtigkeit und der Leitfähigkeit des Isolators verschieden stark, sie können sich wegen des wechselnden Vorzeichens der Zündspannung verstärken (Frühzündung) oder den Zündstrom schwächen (Fehlzündung). Ein Schraubenzieher gestattet, längere Zündfunken zu ziehen oder aber, wenn er nur die innere Zündkerzenspitze berührt, statische Ladungen festzustellen. — Harry F. Geist, Automotive Industries, Bd. 42, 1. April 1920 (7 Sp., 9 Skizzen der Schaltung, des Spannungsverlaufs, der Kraftlinienverteilung und der Verwendung eines Schraubenziehers zum Aufsuchen von Störungen). E. **2432.**

Strömungslehre. Bericht über Versuche zur Sichtbarmachung von Strömungslinien der Luft auf der Ober-

fläche von Widerstandskörpern. Das Verfahren von Prandtl an Metallschrauben konnte für die Holzbauart, an der die Abwesenheit eines radialen Abströmens der Luft nach außen objektiv nachgewiesen werden sollte, nicht verwendet werden. Die Oberfläche des untersuchten Körpers wurde vielmehr mit Bleiweißlösung bestrichen und durch Bohrungen im Flügel Schwefelwasserstoffgas zugeleitet. So ergab sich die Strömung um Tragflügel, die am Rundlauf bewegt wurden, mit einem deutlichen Abweichen der Stromlinien nach hinten innen an der Flügelspitze, ferner die einwärtsgerichtete Strömung auf der Druckseite, die tangentiale auf der Saugseite von Schrauben, in schwarzem Schwefelblei. —Katzmayr, Mitteilungen des D. Ö. Staatlichen Versuchsamtes, Bd. 8, 1919, Heft 3, Sonderdruck (4½ S., 4 Lichtbilder der Versuchsanordnung und vor allem der beobachteten Strömung am Tragflügel und an Treibschrauben). E. **2517.**

Strömungslehre. Untersuchung der Flugwirbel. Um die Wirbel der Luftströmung am Modelle sichtbar zu machen, war man bisher auf Rauch, Pulver oder Fäden zum Anzeigen der Stromlinien angewiesen. Ein neues Verfahren ergibt sich beim Anwenden hoher Geschwindigkeiten, 200 m/s: Infolge der Abkühlung bildet sich Nebel, der die Stromlinien sichtbar macht. Der Windkanal für diese hohe Geschwindigkeit war für Luftschraubenprüfungen gebaut. Er gestattet Kennwerte von 1/20, bei Luftschrauben sogar von ¼ der großen Ausführung zu erreichen. Die Luft verlangsamt sich vom engsten Querschnitt ab in einer kegelförmigen Erweiterung und wird mit einem 24-flügligen Gebläse von 200 PS abgesaugt. Leitflächen an der Ansaugleitung, Beruhigungsflächen hinter dem Modell setzen die Geschwindigkeitsschwankungen von 15 vH auf 3 vH herab. Das Geräusch ist gering. Eine Wage trägt das Modell an einer achsrechten Stange und gibt Auftrieb und Widerstand als Augenblickswerte unabhängig von Geschwindigkeitsschwankungen. Die Oberflächenreibung der Aufhängung stört die Widerstandsmessung. Eine zweite Wage mißt die Gleitzahl. Die Temperatur wird aus der Geschwindigkeit berechnet, da ein eingebrachtes Thermometer Erwärmung der Luft verursacht. Die Wirbel lassen sich mit Scheinwerferbeleuchtung sogar kinematographisch aufnehmen und einige Dutzend Flügeltiefen weit hinter dem Modell verfolgen. Der Wirbeldurchmesser nimmt zu (nach einer Aufnahme nimmt aber die gegenseitige Entfernung zweier Zöpfe ab). Unstetigkeiten im Verlauf der Luftkraftkurven, die teilweise durch das »Umschlagen« der Strömung erklärt wurden, lassen sich nach den längst bekannten Beobachtungen einwandfrei auf die Änderung der Wirbelform zurückführen. Auftrieb und Widerstand ändern sich dabei im entgegengesetzten Sinne.

Für Tragflügel, ausgenommen die dünnsten Profile bei kleinen Anstellwinkeln, ergab sich eine zweite »kritische Geschwindigkeit« bei etwa 140 m/s: Das Strömungsbild änderte sich, der Auftrieb sank. Bei Luftschrauben hat man entsprechend für hohe Drehzahlen heftiges Flattern und Anwachsen des Schubes gegenüber dem Drehmoment beobachtet. — J. W. Caldwell und E. N. Fales, Engineering, Bd. 109, 16. und 23. April 1920, S. 501/504 und 534/537 (17 Sp., 23 Abb.) E. **2518.**

Strömungslehre. Einheitliche Formelzeichen in der Aeromechanik. Nicht nur in der Göttinger Modellversuchsanstalt, sondern auch im Aeromechanischen Laboratorium der Technischen Hochschule Wien werden seit Januar 1918 neue Formelzeichen verwendet, die gewisse Vorzüge vor den deutschen haben. Die Beiwerte lauten dort nicht C_a, C_w usw., sondern ^cA, ^cW usw. Ferner sind entsprechende Zeichen für den spezifischen und den reduzierten Auftrieb bzw. Rücktrieb aufgestellt. Auch die Festlegung der Flügelsehne ist eindeutiger, und in den Fachausdrücken bestehen gewisse Unterschiede. (Zwei Tabellen zeigen die Formelzeichen bzw. die Fachausdrücke in Österreich, Deutschland, Frankreich und England. Zu den Ausdrücken »Normalkraft« und »Tangentialkraft« seien die in Deutschland gelegentlich verwendeten: »Pfeilkraft« und »Sehnenkraft« hinzugefügt. Der Ber.) — R. Katzmayr, Mitteilungen des Staatl. Technischen Versuchsamtes, Bd. 9, 1920, Heft 1, Sonderdruck (15 S., 5 Abb., 2 Tafeln). E. **2519.**

Strömungslehre. Luftfahrtversuche im Eiffel-Laboratorium in den Jahren 1915 bis 1918 (Etudes sur l'aéronautique faites au laboratoire aérodynamique Eiffel de 1915 à 1918). (Kurze Inhaltsangabe des Werkes: Resumé des principaux travaux exécutés pendant la guerre au laboratoire aérodynamique Eiffel, 1915 bis 1918, von G. Eiffel, Bd. 1, 212 S., 128 Abb. und 4 Taf., Verlag Chiron, Paris 1919, Preis 40 Fr., das in 9 Abschnitten den Stand der Kenntnisse auf den Gebieten der Flügelbauart, des Rumpfbaues, der Schrauben, der kleinen Windräder für Hilfsantriebe, der Untersuchung der Flugeigenschaften, der Fliegermunition, der Kühler, der aerodynamischen Prüfstände und der Aufzeichnung der Meßergebnisse zusammenstellt.) Eiffels Bauart für aerodynamische Windkanäle, bei der mit einem Diffusor der größte Teil der zum Leistungserzeugen des Windstromes wiedergewonnen wird, soll, bei der im Bau befindlichen großen militärischen Anlage in Issy, die eine Versuchskammer von 4 m Durchmesser, 63 m/s Windgeschwindigkeit und 800 PS Motorleistung erhält, beibehalten werden. — Le Génie Civil, Bd. 76, 3. April 1920, S. 325/329 (4 Sp., 8 Abb.). Hr. **2617.**

Strömungslehre. Mechanisch-physikalische Probleme der Luftfahrt. (Allgemeine Darstellung bekannter Verhältnisse des Flügelauftriebs und -widerstands. Neuartige Ableitung der Reynoldsschen Zahl.) »Ein Beispiel für die Reibungslänge« liefert Hamels Berechnung der Strömung in konvergenten und divergenten Düsen. Bei kleinen Geschwindigkeiten ungestörte Strömung, Grenzschicht proportional der Reibungslänge; bei großen Geschwindigkeiten Anlegen der Strömung an eine Düsenkanalwand. Körper, deren Breite in der Strömrichtung wechselt, verhalten sich ähnlich (Ablösung der Grenzschicht, Wirbelsystem, stabile Anordnung, Hierbtöne, Umschlagen der Strömung und Unstetigkeiten des Widerstandsbeiwerts bei einer bestimmten Reynoldsschen Zahl). Beim Anfahren eines Tragflügels bildet sich ein Wirbel, dem in der Fahrt Zirkulation und der Auftrieb entsprechen; beim Anhalten entsteht ein entgegengesetzter Wirbel, den die Zirkulation wieder aufhebt.

Vor allem sind Flugversuche mit besonders ausgebildeten Meßgeräten notwendig, denn es ist bisher noch nicht gelungen, alle sechs Anteile der Flugzeugbewegung im Raum messend zu verfolgen.

Hubschrauben erfordern, weil sie gewissermaßen ständig die gleiche Luft und nicht neue Luftmengen bearbeiten, höhere Leistung für das zu hebende Gewicht. Ein Hubschraubenflugzeug wurde von v. Karman beim Österreichischen Heere als Ersatz für Fesselballone gebaut, ging aber wegen Unstabilität zugrunde. — v. Karman. Vortrag vor der Deutschen Gesellschaft für technische Physik am 11. Juni 1920 (Sonderbericht). E. **2618.**

Strömungslehre. Angewandte Aerodynamik. Die Flugwissenschaft gewinnt ihre Ergebnisse teils auf streng theoretischem Weg, teils auf Grund von Versuchen. Hilfswissenschaften sind technische Mechanik und Festigkeitsrechnung.

Theoretische Strömungslehre. Eine klassische Aerodynamik gibt es nicht, wohl aber eine klassische Hydrodynamik (Bernouilli und Euler). Den Einfluß der Wirbelung auf den Widerstand hat zuerst Stokes für einen Sonderfall berechnet. Auftriebsformeln von Kutta und Schukowski; Anwendung der Helmholtzschen Wirbeltheorie auf den Flugzeugwiderstand durch Prandtl und von Karman, Reynoldssche Zahl. Die theoretische Untersuchung der Flugzeugbewegung ist zuerst Lanchester gelungen, Briand hat die Stabilität erforscht. — Pigeaud, Het Vliegveld, Bd. 4, 5. Juni 1920, S. 204/205 (2½ Sp., o. Abb., Fortsetzung folgt). E. **2620.**

Strömungslehre. Neuere Anwendungen der Zirkulationsrechnung. Das Treibschraubenmodell von Gümbel wäre, wenn reibungsfrei, einfach kinematisch unbestimmt, in Wirklichkeit stellt sich der Zustand kleinster Leistung ein — eine weitere Analogie zur Flüssigkeitsströmung um die wirkliche Schraube. Ein anderes Modell von Gümbel stellt den Tragflügelauftrieb dar. Die Zirkulation läßt sich einfach aus der Quellströmung, die Wirbelstärke des festen oder ebenfalls flüssigen inneren Wirbelkernes aus der Geschwindigkeit an seiner Oberfläche ableiten.

Aus der Zirkulation ist der Auftrieb leicht mittels des Kutta-Schukowskischen Satzes zu berechnen. Diesen kann man anschaulich ableiten. Nach dem elektromagnetischen Gesetz von Biot-Savart folgt die Geschwindigkeit, die ein Wirbel an jeder Stelle der Umgebung erzeugt. Daraus fließen Formeln, die mit den Versuchen recht gut übereinstimmen und sich unmittelbar auf die Aufgaben des praktischen Flugzeugbaues übertragen lassen: Umrechnung auf Flügel mit anderem Seitenverhältnis, vom Eindecker auf den Doppel- und Mehrdecker, gegenseitige Beeinflussung von Flügeln und Wänden, Abwind hinter den Flügeln, vor allem an den Flossen.

Auch die Geschwindigkeitszunahme in der Kehle freier Düsen, die sich weder nach der (nur für Düsen in geschlossenen Rohrleitungen gültigen) Formel von Hort noch aus der Theorie des verlustlosen Windrades erklärt, folgt zwanglos aus der Zirkulation um den Düsenlängsschnitt. Die einfachste freie Düse wäre danach ein Wirbelring. — E. Everling, Vortrag vor dem Ausschuß für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereins deutscher Ingenieure am 21. Juni 1920 (Sonderbericht). E. **2619.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der **ZFM**, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der vierstelligen Zahl am Schluß, die dem »Flugarchiv« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller entspricht (z. B. 2329 = 29. Bericht aus Heft 23).

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt
11. Jahrgang 31. Juli 1920 Heft 14

Turbinen und verwandte Probleme in der Flugtechnik.

Nach einem Vortrag auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der WGL am 14. Mai 1920 und mit einem theoretischen Anhang von W. G. Noack.

I.

Die Turbine hat in vielen Anwendungsgebieten des Land- und Schiffsmaschinenbaues die alte Kolbenmaschine verdrängt, im Luftfahrzeugbau ist dagegen der Kolbenmotor bisher Alleinherrscher geblieben. Es soll im folgenden nun untersucht werden, wie weit die Turbine als Antriebsmaschine für Luftfahrzeuge in Frage kommen könnte und welche Aussichten bestehen, das Antriebsprinzip der Turbine, nämlich die Umsetzung von Strömungsenergie in mechanische Arbeit, in unmittelbarerer Weise als bei der Turbine für Vortriebszwecke anzuwenden.

Erinnern wir uns, daß das erste Flugzeug von Ader, der berühmte Avion, 1890 und später 1894 das Riesenflugzeug von Sir Hyram Maxim mit Dampfmaschinen ausgerüstet waren. Der Gedanke, Dampf zum Antrieb von Flugzeugen zu verwenden, ist also nicht neu, und der Übergang zur Dampfturbine wäre gegeben.

Bei unseren früheren Feinden ist die Frage von Dampfturbinenflugzeugen sowohl in England wie in Amerika erwogen worden. Die ersten Veröffentlichungen hierüber datieren aus dem Jahre 1916. Seither hat Professor Upton im Sibley Journal of Engineering[1]) vor allem auf die Vorteile hingewiesen, die diese Antriebsart in großer Höhe besitzt.

Solange wir ohne überverdichtete und überbemessene Motoren waren und auch das Flugzeuggebläse[2]) noch nicht entwickelt war, hatte die Dampfturbine unzweifelhaft den großen Vorteil vor dem Benzinmotor voraus, daß ihre Leistung von der Flughöhe vollkommen unabhängig blieb. Nachdem die Leistung der älteren Flugmotoren in der Höhe stark abnahm und unsere alten Vergaser mit einer Zunahme des spezifischen Brennstoffverbrauches in der Höhe belastet waren, so stieg das Motorengewicht pro PS und der spezifische Brennstoffbedarf mit der Höhe derartig, daß der Benzinmotor tatsächlich in diesen beiden Punkten einer guten Dampfturbine gegenüber nichts mehr voraus hatte. Ein unbestreitbarer Vorteil besteht für den Dampfturbinenbetrieb ferner in der Möglichkeit, Schweröle zu verwenden und so das Inbrandgehen des Flugzeuges so gut wie vollkommen auszuschließen. Als weiterer Vorteil wird auch der ruhigere Gang der Schraube angeführt und die dadurch bewirkte Wirkungsgradsverbesserung. Berücksichtigt man aber, daß die Schrauben unserer R-Flugzeuge ebenfalls untersetzt waren und infolge der Verbindungswellen und des Schwungrades bereits sehr gleichförmigen Gang aufwiesen, so dürfte dieser Vorteil des Dampfturbinenantriebes nicht mehr schwer ins Gewicht fallen.

Die Dampfturbinenanlage erfordert viele Einzelteile, die aber schließlich so einfach gestaltet werden könnten, daß Betriebssicherheit und Betriebseinfachheit wohl erreicht wird. Schwieriger in der Ausführung dürfte der Kessel sein, der nach Art der Serpolletkessel ohne Dampfsammler oder als Platten- oder Röhrenkessel mit kleinem Dampfsammler gebaut würde. Die Heizung erfolgt mittels Schweröl, das mit Düsen eingeblasen wird. Eine Reihe von Meß- und Hilfsapparaten, wie sie aus dem normalen Dampfbetrieb bekannt sind, vervollständigen die Anlage. Bezüglich Gewichts- und Raumbedarfs wird eine gut durchdachte Dampfanlage, soweit die bisher angeführten Teile in Frage kommen, mit einer gleich starken Benzinmotorenanlage wettbewerbsfähig sein. Zu einem wirtschaftlichen Betrieb der Dampfanlage gehört aber noch ein **Kondensator** und hier liegt vornehmlich der Grund, warum die sämtlichen Projekte für Dampfturbinenflugzeuge bisher nicht zur Ausführung gelangten.

Ein Auspuffbetrieb, wie er heute noch bei unseren Lokomotiven angewandt wird, ist bei Flugzeugen nicht angängig wegen des gewaltigen Ballastes an Wasservorrat und infolge des zu hohen Brennstoffverbrauches. Wir müssen also Kondensation anwenden, zu deren Durchführung allein die Kühlwirkung der Luft zur Verfügung steht. Auch beim Benzinmotor brauchen wir einen Kühler. Die Wärmemengen, die bei diesem abzuführen sind und die Kühlergröße im wesentlichen bestimmen, sind jedoch verschwindend klein gegenüber den Wärmemengen, um die es sich beim Dampfbetriebe handelt. Im Kondensator ist bekanntlich das Treibmittel durch den Entzug der sog. Verdampfungswärme (latente Wärme) in den flüssigen Aggregatzustand zurückzuführen. Die abzuführende Wärme richtet sich nach dem Dampfverbrauch der Turbine und nach dem Zustand, in dem sich der Dampf bei Ankunft im Kondensator befindet, also nach dem Vakuum, der Temperatur und dem Feuchtigkeitsgehalt. Für die beiden letzten Werte ist zu berücksichtigen, daß die Verluste einer Turbine zum größten Teil in Form von Wärme in den Dampf übergehen und somit der Wärmeinhalt des Abdampfes wesentlich vom Wirkungsgrad der Turbine abhängt. Nehmen wir nun an, daß der Kesseldruck 25 Atmosphären und die Überhitzung 300 Grad betrage, und es gelänge, ein Vakuum von 90 vH und einen Turbinenwirkungsgrad von 65 vH zu erreichen, so würde der Dampfverbrauch für die Turbine pro PS-Stunde etwa 4,5 kg betragen. Hierzu sind noch etwa 0,5 kg pro PS-Stunde der Turbine für die Hilfsmaschinen zu rechnen. Die abzuführende Wärmemenge pro Kilogramm Abdampf für diese Verhältnisse würde etwa 540 Einheiten betragen, somit im ganzen 2700 kcal pro PS und Stunde im Kondensator abzuführen sein. Demgegenüber stehen etwa 400 bis 450 kcal pro PS und Stunde beim Flugmotor. Sowohl beim Kühler wie beim Kondensator ist aber auch die Temperaturdifferenz zwischen der kühlenden Luft und dem zu kühlenden Medium von Einfluß. Wollen wir obige 90 vH Vakuum erreichen, so ist das Kondensat auf 46° abzukühlen. Beim Benzinmotor beträgt die gebräuchliche Kühlwassertemperatur 60 bis 70°. Die Temperaturdifferenz gegenüber der Außenluft ist hier also beträchtlich größer. Aber angenommen, der Kondensator brauche das hohe Vakuum erst bei Lufttemperaturen und in Höhen zu erreichen, in denen der normale Kühler bereits teilweise abgedeckt zu werden pflegt, so können wir doch höchstens mit derselben spez. Kühlleistung wie beim Flugmotorenkühler rechnen und zu einem überschläglichen Vergleich die uns aus dem Motorkühlerbau bekannten Zahlen anwenden. Es ergibt sich sodann, daß z. B. für einen Kondensator zu einer 1000 PS-Dampfturbine eine Kühloberfläche von 350 bis 360 m² nötig wäre. Abgesehen von dem Gewicht des Apparates tritt sein Luftwiderstand sehr störend in Erscheinung. Zur Abführung der 2½ bis 3 Millionen kcal pro Stunde sind nämlich mindestens 150 kg Luft pro Sekunde nötig, die durch den Kühler gesandt werden müssen. Der Luftwiderstand, der sich aus der Bewegung dieser Luftmasse ergibt, ist beträchtlich und dürfte auch bei sehr spitzfindigen Anordnungen 200 PS für das 1000 PS-Flugzeug bei etwa 140 km/st Geschwindigkeit nicht oder nur wenig unterschreiten. Zur Überwindung dieses Widerstandes kommt noch die Mehrleistung, die zur Fortbewegung des Kondensatorgewichts und des hierfür benötigten Flugzeugmehrgewichts aufzuwenden ist.

Aber auch betriebstechnisch dürfte der Kondensator das Schmerzenskind dieser ganzen Anlage bleiben. Abgesehen von der Schwierigkeit, den aus sehr dünnen Blechlamellen und Röhrchen herzustellenden Kondensatorkörper dauernd dicht zu erhalten, ist es sehr möglich, daß bei warmem Wetter, beim Standlauf auf den Boden usf. ein vollständiges Niederschlagen des Dampfes überhaupt nicht gelingt, so daß der Kondensator entweder platzt oder man gezwungen wird, zum Auspuffbetrieb überzugehen. In diesem Falle steigert sich aber der Dampfverbrauch von den oben angenommenen 4,5 plus 0,5 kg pro PS-Stunde auf mindestens 6 bis 7 kg pro PS-Stunde,

[1]) Engineer 1918, S. 117.
[2]) S. Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure 1919, Seite 995.

es gehen also mit jeder Minute Auspuffbetrieb an die 100 kg Wasser verloren. Nachdem der Reservewasserbetrag, der im Flugzeug mitgenommen wird, natürlich nur klein sein kann, so wäre eine Verhinderung des Abfluges oder eine Notlandung die absolute Folge.

Zu diesen nur sehr schwierig überwindbaren Nachteilen des Dampfbetriebes kommt noch der Mehrverbrauch an Brennstoff. Selbst bei sehr sorgfältig durchgearbeiteten Konstruktionen dürfte ein Brennstoffverbrauch von 350 bis 400 g Öl für die PS-Stunde nicht unterschritten werden, das ist also 55 bis 80 vH mehr, als unsere älteren Flugmotoren in Bodennähe, die neueren überbemessenen Motoren aber auch in größeren Flughöhen benötigen.

Die Verhältnisse liegen also für den Dampfbetrieb nicht günstig. Ob nach Überwindung der Kondensatorschwierigkeiten noch andere Gesichtspunkte wirtschaftlicher oder betriebstechnischer Art der Dampfturbine im Flugzeugbau Eingang verschaffen, kann heute noch nicht gesagt werden.

Als die Dampfturbine nach und nach die alte Dampfmaschine aus verschiedenen Anwendungsgebieten auf fester Erde und auf dem Wasser verdrängte, hatten viele die Hoffnung, daß nun auch die Gasmaschine und der Benzinmotor einer einfacheren Verbrennungsturbine weichen müßte. Hat doch der Gedanke, an Stelle der Kolben, Kurbeln und Ventile, an Stelle der Steuerung und Zündung ein einfaches Rad zu setzen, das durch einen Gasstrahl in Drehung versetzt wird, so ungemein Bestrickendes an sich! Es ist erklärlich, daß sich eine große Reihe von Erfindern darauf stürzte, eine Gasturbine zu erfinden, aber leider sind bisher fast alle Versuche, etwas wirklich Brauchbares zu schaffen, vergeblich gewesen.

Wir unterscheiden zwei Systeme, die Gleichraum- und die Gleichdruckturbine. Die erste arbeitet nach dem Verpuffungsverfahren, ähnlich wie der Explosionsmotor. Die zweite wie eine Dampfturbine, bei der der Kesseldampf durch die hochgespannten heißen Gase, die in der Verbrennungskammer erzeugt und durch einen Verdichter auf gleichbleibendem Druck gehalten werden, ersetzt ist.

Bei der Gleichdruck-Gasturbine wird das brennbare Gemisch (Gas und Luft) also mit einem Kompressor verdichtet, zusammen oder getrennt in eine Verbrennungskammer gedrückt und dort durch die bereits vorhandenen brennenden

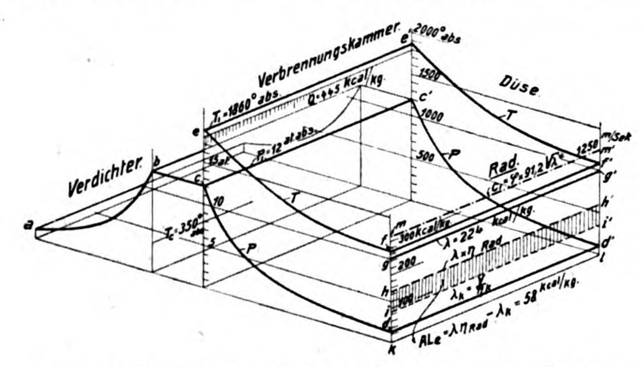


Abb. 1. Zustandskurven einer Gleichdruck-Gasturbine.
Zugeführte Wärme $Q = 445$ kcal/kg-Gemisch.
Verdichtungs- und Kammerdruck: 12 at abs.
Verdichtung des Gemisches: *a b*.
Druck in der Verbrennungskammer: *c c'*.
Expansion in der Düse: *c d c' d'*.
Druck am Rade: *d d'*.
Temperatur in der Verbrennungskammer: *e e'*.
Temperaturverlauf in der Düse: *e f e' f'*.
Temperatur am Rade: *f f'*.
Verfügbares Wärmegefälle am Rade (λ): *g g' k l*.
Leistung am Radumfange ($\lambda \times \eta_{\text{Rad}}$): *h h' k l*.
Verdichtungsarbeit (einschl. Verluste) (λ_k): *i i' k l*.
Nutzleistung: *h h' i i'*.
Austrittgeschwindigkeit der Gase aus der Düse: *m m'*.

Gase entzündet und mit hoher Geschwindigkeit durch mehrere Düsen auf das Turbinenlaufrad geleitet. Eine Druckerhöhung findet in der Verbrennungskammer gegenüber dem Kompressordruck also nicht statt; die bei der Verbrennung in der Verbrennungskammer freiwerdende Wärme dient lediglich zur Volumenvermehrung des Treibmittels. (Abb. 1.) Handelt es sich um Gasgemische von einem Wärmeinhalt (Zusammensetzung), wie sie bei Kolbengasmaschinen oder im Flugmotor zur Anwendung gelangen, so ergeben sich Verbrennungstemperaturen von 1600 bis 2000° abs. und darüber. Die Kammerwände müssen mit feuerfestem Material ausgekleidet werden, um diese hohen Temperaturen dauernd zu ertragen. In der Düse wird das hocherhitzte und gespannte Treibmittel in einen rasch strömenden Strahl verwandelt. Durch die Entspannung auf den niedrigen Gegendruck am Rade wird also die Druckenergie in Geschwindigkeitsenergie und am Rade die Geschwindigkeitsenergie in mechanische Arbeit umgesetzt. Für das Rad stehen aus Festigkeitsgründen nur hochwertige Stähle zur Verfügung. Nachdem es aber bisher nicht gelungen ist, Stahlsorten herzustellen, die bei Temperaturen über 300 bis 400° hohen Zugbeanspruchungen widerstehen, so darf der Gasstrahl, sobald er auf die Schaufeln gelangt, diese Wärmegrade nicht überschreiten.

Wie nun aus der Wärmelehre bekannt ist, kühlt sich verdichtetes Gas durch die Entspannung ab, ebenso wie sich umgekehrt kühles Gas durch die Verdichtung erhitzt. Zwischen dem Temperatur- und Druckverhältnis bei der Verdichtung oder Entspannung besteht eine bestimmte Gesetzmäßigkeit, die durch die Gleichung $\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{k-1}{k}}$ gegeben ist. Hierin bedeutet k das bekannte Verhältnis zwischen spezifischer Wärme bei konstantem Druck und konstantem Volumen, das je nach der Zusammensetzung des Gases und den Temperaturen innerhalb enger Grenzen verschieden ist. Wollen wir also die Expansion der Gase, die wir in der Verbrennungskammer zu etwa 2000° abs. annehmen konnten, auf die höchst zulässige Radtemperatur von etwa $(273+400)°$ abs. herabdrücken, so wäre hierzu, je nach der Zusammensetzung des Gases, ein Druckverhältnis von 80 bis 120 nötig. Befindet sich im Radkasten Atmosphärendruck, so hieße dies, daß unser Verdichter in der Verbrennungskammer einen Druck von 80 bis 120 at. abs. aufrecht erhalten müßte. Dieser Druck ist für die Betriebssicherheit der Verbrennungskammer zu hoch und kann von einem Kreiselverdichter (Turbokompressor), der allein zur Durchführung des Turbinenprinzips in Betracht kommt, nicht mehr erreicht werden. Bleiben wir aber innerhalb praktischer Ausführungsmöglichkeiten, so müssen wir als höchsten Druck, der durch Kreiselverdichter zurzeit bewältigbar ist, 12 bis 14 Atm. annehmen. Bei einer Kammertemperatur von 1600 bis 2000° abs. ergäbe dies dann eine Radtemperatur von 900 bis 1150° abs. Diese Temperatur ist aber wieder aus Gründen der Haltbarkeit des Rades nicht zulässig. Wir müssen zu einem künstlichen Kühlmittel greifen. Die Formgebung des Turbinenrades und die dauernde Berührung des heißen Gasstromes mit den Schaufeln bei der Gleichdruckgasturbine verbietet, in ähnlicher Weise zu kühlen wie bei den Kolbenmaschinen. Wir müssen vielmehr das Kühlmittel mit dem Treibmittel vermischen, d. h. die Temperatur in der Verbrennungskammer durch Zusatzmittel herabsetzen, wodurch eine nicht vermeidbare Verschlechterung des thermischen Wirkungsgrades des Prozesses herbeigeführt wird. Verwenden wir Dampf oder Wasser als Kühlmittel, so erhalten wir zwar ein wirksames Treibmittel in Form stark überhitzten Dampfes, ein großer Teil seines Wärmeinhaltes (die Verdampfungswärme) geht aber unausgenutzt mit dem Abgas der Turbine verloren. Ein Kondensatorbetrieb wie bei der Dampfturbine ist wegen der Vermischung des Dampfes mit dem Gase nicht möglich.

Eine weitere Schwierigkeit besteht bei der Gleichdruckgasturbine gegenüber der Dampfturbine darin, daß das gesamte Wärmegefälle in einer Druckstufe ausgenutzt werden muß. Bei der Dampfturbine wird bekanntlich die verfügbare Energie in mehreren Rädern oder Schaufelkränzen, die unter verschiedenen Drücken arbeiten, umgesetzt. Bei der Gasturbine ist das Treibmittel sofort auf das nur irgend möglich erreichbare Temperaturminimum zu entspannen, es kann also nur ein Rad verwandt werden und das gesamte Wärmegefälle muß in einer Düse oder Düsengruppe in Geschwindigkeitsenergie umgesetzt werden. Die Folge ist, daß die Austrittsgeschwindigkeit der Gase aus der Düse eine sehr hohe wird und bei Wärmegefällen, die den oben angenommenen Kammerdrücken und Temperaturen entsprechen, 1200 bis 1500 m

erreicht. Diese Geschwindigkeiten erfordern, um einen günstigen Radwirkungsgrad zu ergeben, hohe Radumfangsgeschwindigkeiten und damit auch große Festigkeit des Radmaterials, das durch die hohe Erhitzung allein schon stark beansprucht ist.

Günstiger verhält sich die Gleichdruckturbine gegenüber den Kolbenmaschinen bezüglich der Verluste durch Strahlung und unvollständige Verbrennung. Wesentlich ist auch, daß die gesamten Turbinenverluste in Form von Wärme in die Abgase übergehen und so gegebenenfalls durch Verwendung der Abgase zur Heizung von Kesseln oder zur Vorerwärmung der Verbrennungsluft in sog. Regeneratoren teilweise rückgewinnbar sind.

Abb. 2.

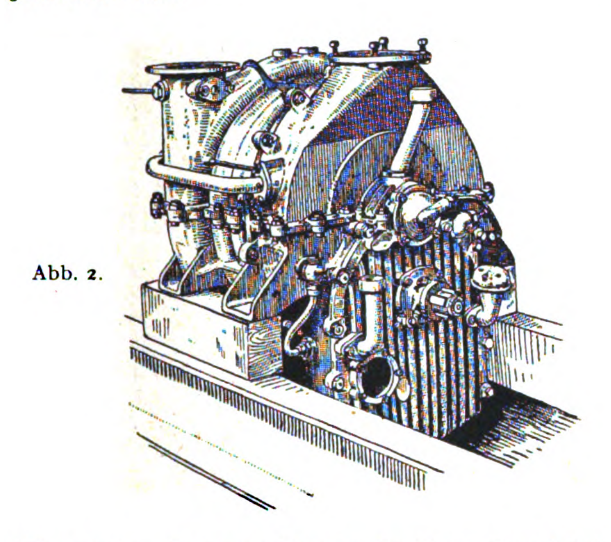
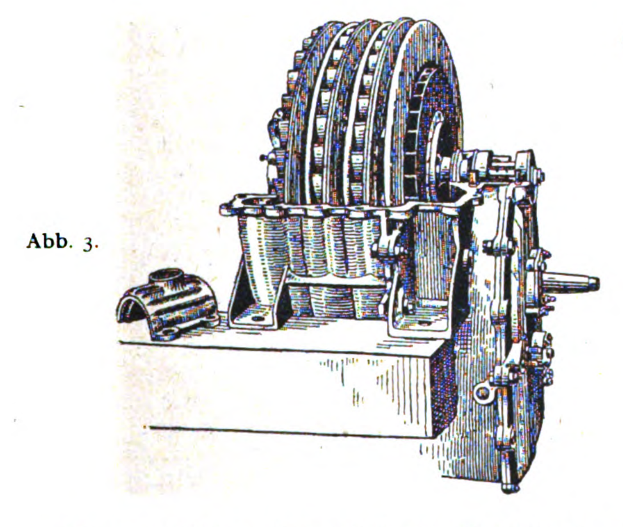


Abb. 2 und 3. Flugzeuggebläse der Fa. Brown-Boveri & Co. Mannheim für 1000 kg Luft pro Stunde und ein Druckverhältnis von 1,8 bei $n = 10\,000$/min, Laufräderdurchm. 290 mm.

Abb. 3.



Ein wesentlicher Bestandteil der Gleichdruckgasturbine ist der Verdichter, für den, wie bereits erwähnt, bei Flugzeugen nur der Kreiselverdichter in Frage käme. In seiner konstruktiven Durchbildung hat derselbe einen hohen Grad von Vollkommenheit erreicht. Auch für die besonderen Anforderungen im Flugzeug läßt er sich leicht und kompakt ausführen, wie ja die Flugzeuggebläse, die allerdings für einen wesentlich geringeren Druck gebaut waren, gezeigt haben (Abb. 2 bis 4). Unbefriedigend ist jedoch noch der Wirkungsgrad. Er beträgt für die höheren Verdichtungsgrade zwischen 65 und 70 vH, bezogen auf die Isotherme, und es scheint aus verschiedenen Gründen, daß dieser Wert nicht weiter zu verbessern ist. Gelänge es jedoch, die Verdichtung weniger verlustreich zu gestalten, so wäre ein gut Teil des Gasturbinenproblems gelöst. Der Ansatz für die Leistungsberechnung einer ihren Verdichter selbst antreibenden Turbine zeigt, welchen Einfluß der Wirkungsgrad des Verdichters auf die ganze Anlage besitzt.

Bezeichnet L_t die Leistung der verlustlosen Turbine, L_v den Kraftverbrauch der Verdichtung, η_t den Turbinen- und η_v den Verdichterwirkungsgrad, so ist die Nutzleistung der Anlage

$$L_e = L_t \times \eta_t - \frac{L_v}{\eta_v}.$$

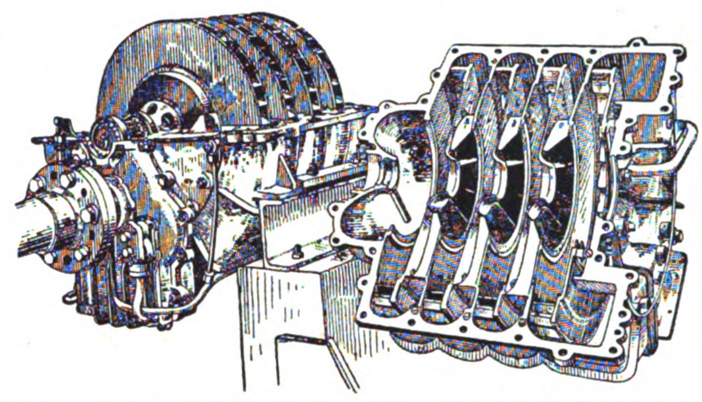


Abb. 4. Flugzeuggebläse der Fa. Brown-Boveri & Co. Mannheim für 4500 kg Luft pro Stunde und ein Druckverhältnis von 1,8 bei $n = 6000$/min., Laufräderdurchm. 470 mm.

Der Gesamtwirkungsgrad, den wir von einer Gleichdruckgasturbine[1]) bei den uns heute zur Verfügung stehenden Mitteln erwarten dürfen, kann zu 8 bis 12 vH der zugeführten Brennstoffenergie angenommen werden. Dies entspräche einem Wärmeverbrauch von 8000 bis 5300 kcal pro PS-Stunde (gegenüber etwa 2400 kcal der Flugmotoren).

Bei der Gleichraum- oder Verpuffungsturbine wird ein nur schwach verdichtetes Gemisch in die Verbrennungskammern, die in größerer Anzahl um das Rad herum angeordnet sind, eingepreßt. Die Verbrennungskammern sind gegen das Rad zu unmittelbar vor den Expansionsdüsen durch Ventile, die Düsenventile, abgeschlossen. Ist die Kammer mit Gemisch geladen und auf den Verdichtungsdruck gebracht, so schließen die gesteuerten Einlaßventile, und das Gemisch wird mittels einer oder mehrerer Zündkerzen entzündet (Abb. 5). Es verpufft und entwickelt einen den Verdichtungsdruck um ein Vielfaches übersteigenden Verpuffungsdruck.

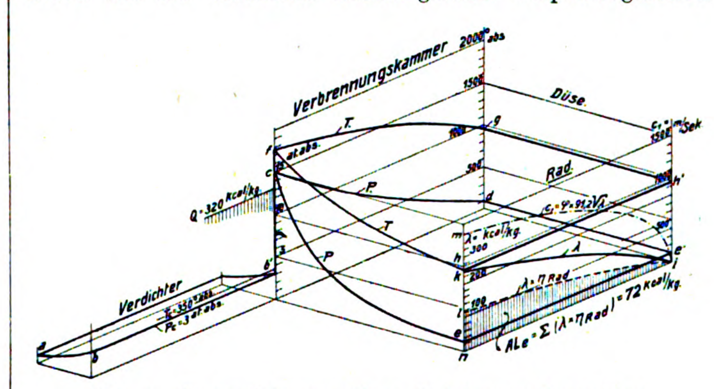


Abb. 5. Zustandskurven einer Gleichraum-Gasturbine.
Zugeführte Wärme $Q = 320$ kcal/kg-Gemisch.
Verdichtungsdruck 3 at abs.
(Verdichtungsarbeit durch Abgaswärme aufgebracht.)
Verdichtung des Gemisches: *a b*.
Druckverlauf in der Verbrennungskammer (nach der Zündung): *c d*.
Expansion in der Düse: *ce de'*.
Druck am Rade: *e e'*.
Temperaturverlauf in der Verbrennungskammer (nach der Zündung): *f g*.
Temperaturverlauf in der Düse: *fh gh'*.
Temperatur am Rade: *h h'*.
Verfügbares Wärmegefälle am Rade (λ): *k i n*.
Nutzleistung $\Sigma(\lambda \times \eta_{Rad})$: *l i n*.
Austrittgeschwindigkeit der Gase aus der Düse: *m i*.

[1]) Die einzigen bekanntgewordenen Versuche größeren Stils mit Gleichdruckgasturbinen sind die von Lemale und Armangaud in Paris. S. Schweizer Bauzeitung Band LIII, Nr. 3, und Zeitschrift f. ges. Turb. Wesen 1909, S. 217 u. ff.

Durch diese plötzliche Druckzunahme wird das Düsenventil aufgeworfen, und die hochgespannten und heißen Feuergase strömen, sich entspannend, auf das Rad. Der wesentlichste Unterschied gegenüber der Gleichdruckturbine besteht darin, daß der Druck in der Verbrennungskammer nicht gleich bleibt, sondern mit der zunehmenden Entleerung derselben abnimmt, bis schließlich in der Verbrennungskammer und am Rade Druckgleichheit vorherrscht. Die Abnahme des Druckes und der Temperatur in der Verbrennungskammer hat auch eine Abnahme des Wärmegefälles in der Düse zur Folge und damit die Veränderlichkeit der Gasaustrittsgeschwindigkeiten und des jeweiligen Verhältnisses: Radumfangsgeschwindigkeit u zu Ausströmgeschwindigkeit c. Nachdem das Rad aber nur für ein bestimmtes $\frac{u}{c}$ entworfen sein kann und auch die Düsen für einen bestimmten Gaszustand bemessen sind, so ergeben sich nur für einen ganz kurzen Augenblick richtige Strömungsverhältnisse und stoßfreier Eintritt der Gase ins Rad. Die Abweichungen sind allerdings nicht so bedeutend, wie man auf den ersten Blick glauben möchte. Die Ausströmgeschwindigkeit der Gase aus der Düse ist nämlich nur von der Wurzel des Wärmegefälles abhängig. Nahezu $^3/_4$ der gesamten Energie strömt mit einem Wärmegefälle aus, das nur um einige Hundertteile sich ändert. Es herrschen also während eines großen Teiles des Ausströmens trotz der Veränderlichkeit des Gaszustandes brauchbare Verhältnisse für die Energieumsetzung am Rade vor. Allerdings dürften Radwirkungsgrade, wie sie bei Dampfturbinen vorkommen oder bei Gleichdruckgasturbinen möglich wären, hier kaum erreicht werden.

Günstiger als bei der Gleichdruck-Gasturbine liegt bei der Gleichraum-Gasturbine die Beherrschung der Wärme. Nachdem der eigentliche Arbeitsprozeß nur ganz kurze Zeit dauert — man rechnet für das Ausströmen der heißen Gase auf das Rad $^1/_{10}$ bis $^3/_{10}$ s —, hierauf die Kammern aber mit kalter Luft ausgespült werden und das Rad nur auf einen kleinen Teil des Umfanges gleichzeitig beaufschlagt wird, so stellt sich in den Kammern und am Rade eine Mitteltemperatur ein, die eine für die Baustoffe zulässige Höhe nicht überschreitet. Wegen der geringeren Temperaturen und der kürzeren Zeit, während welcher die höchste Wärmeentwicklung stattfindet, sind auch die Verluste der Strahlung und der Wärmeabgabe an das Kühlwasser sehr gering.

Ein wesentlicher Vorteil der Gleichraumturbine besteht in der Möglichkeit, mit einer geringen Verdichtung des Gemisches auszukommen, da schon 2 bis 3 at. abs. Verdichtungsdruck einen befriedigenden Wirkungsgrad für die Verpuffung abgeben. Die zum Antrieb des Verdichters nötige Energie kann durch die Wärme, die in den Abgasen enthalten ist, aufgebracht werden[1]). So verwendet Holzwarth zum Antrieb der Kreiselverdichter für die Verdichtung des Gemisches eine Dampfturbine, die mit Dampf aus einem Kessel, der mit den Abgasen der Turbine geheizt wird, gespeist ist.

Solange der Verdichtungsdruck 3 Atm. nicht überschreitet und die Verdichtungsarbeit dann von den Abgasen gedeckt werden kann, erscheint in der Leistungsgleichung der Turbine der Ausdruck für den Verdichtungsaufwand nicht. Es gilt dann

$L_e = L_t \eta_t$, wenn man wieder mit

L_t die Leistung der verlustlosen Turbine und mit

η_t den Wirkungsgrad der Turbine bezeichnet.

Als Wirkungsgrade dürften 16 bis 22 vH der zugeführten Wärme, je nach der Vollkommenheit der Düsen und des Rades schließlich erreichbar sein, so daß dieser Turbine eine gewisse Entwicklungsmöglichkeit nicht abgesprochen werden kann. Leider dürfte aber die Anordnung mit Verwendung der Abgase zum Antrieb des Verdichters für Flugzeuge nicht in Frage kommen. Zur Betriebs- und Bauvereinfachung müßte hier der Verdichter von der Welle der Turbine angetrieben werden, wodurch die Nutzleistung der Turbine wesentlich sinken und sich ähnlich wie die Gleichdruckgasturbine auf höchstens 8 bis 12 vH belaufen würde.

Günstiger liegen die Verhältnisse bei den sog. Abgasturbinen. Das Arbeitsgas hat im Moment des Öffnens der Auspuffventile bei den gewöhnlichen Kolbenmotoren noch eine ziemlich hohe Spannung und Temperatur. Es enthält also noch wesentliche Beträge von nutzbarer Energie. Es wurde bereits versucht, die Kolbengasmaschine mit einem Niederdruckzylinder auszurüsten, ähnlich wie es bei den Dampfmaschinen durch die sog. Verbundanordnung geschieht. Die Schwierigkeiten mit den Ventilen und die Größe der Abmessungen der Zylinder bei doch verhältnismäßig kleinem Arbeitsgewinn haben der Verbundgasmaschine keine Verbreitung gegeben. In einer Abgasturbine ließe sich die Diagrammspitze dagegen vorteilhafter ausnutzen. Wir haben es dann mit einer Gasturbine zu tun, die keinen Verdichter und keine Verbrennungskammern benötigt, da deren Funktionen durch Kolben und Zylinder der Kolbenmaschine übernommen sind. Die Temperaturen sind weniger erheblich, da das Gas bereits den größten Teil seiner Energie im Motor abgegeben hat. Rateau in Paris hat derartige Abgasturbinen zum Antrieb von Turbogebläsen für Flugzeuge gebaut. Einzelheiten über die Konstruktion sind nicht bekannt geworden, es war nur so viel zu lesen, daß das Rad bis zu 30000 Umdrehungen pro min macht. Die ersten Laval-Dampfturbinen hatten eine ähnliche Umlaufzahl aufzuweisen. Bei 100 mm mittlerem Raddurchmesser würde dies 158 m pro Sekunde Umfangsgeschwindigkeit ergeben, ein Wert, der auch bei unseren kleinen Flugzeuggebläsen angewandt wurde.

In Deutschland hat während des Krieges die Firma Gebrüder Körting[1]) Versuche mit Abgasturbinen unternommen. In einer Nummer des »Matin«[2]), Februar 1919, wurde das abgasturbinengetriebene Gebläse zum Aufladen der Motoren in der Höhe als die Erfindung französischen Genies gepriesen, die berufen sei, die Flugtechnik ungeahnten Möglichkeiten zuzuführen.

Auch bei der Abgasturbine kann man zwischen Gleichdruck- und Gleichraumverfahren unterscheiden. Beim Gleichdruckverfahren sind die Auspuffgase des Motors in einem Zwischenbehälter zu sammeln, in dem stets ein gleichbleibender Druck (etwa der Enddruck der Gase im Zylinder im Momente des Öffnens der Auspuffventile) aufrechterhalten wird. Der Gegendruck für den Kolben beim Ausschub der Auspuffgase ist dann nicht mehr die Atmosphäre, sondern der Behälterdruck. Der Motor hat damit eine erhöhte Ausschubarbeit zu leisten, die in der Turbine zurückgewonnen wird. Die Düsenöffnungen vor dem Turbinenrad sind so zu bemessen, daß der Behälterdruck bestehen bleibt.

Beim Gleichraumverfahren wird das Rad nur stoßweise beaufschlagt, und zwar im Momente der inneren Totpunktstellung der Kurbel. Jeder Zylinder ist mit einer Düsengruppe zu verbinden, durch die sich die gespannten Gase beim Öffnen des jeweiligen Auspuffventils und bevor die Rückkehr des Kolbens zum Auspuffhub wesentlich fortgeschritten ist, schlagartig entladen. Der Gegendruck bei Rückgang des Kolbens ist gleich dem Atmosphärendruck, vermehrt um die Strömungswiderstände durch die Düsen.

Ein Mittelding zwischen Gleichdruck- und Gleichraum-Abgasturbine ließe sich dadurch schaffen, daß während des Ausschubhubes Gas mit abnehmendem Druck in den Behälter gedrückt wird.

Nachdem der Turbinenwirkungsgrad auf alle Fälle kleiner ist als der mechanische Wirkungsgrad des Kolbenmotors, so ist möglichst die Energie, die im Kolbenmotor ausnutzbar ist, im Kolbenmotor und nicht in der Turbine umzusetzen. Es ist daher auch der Gesamtwirkungsgrad von Kolbenmotor plus Turbine beim Gleichraumverfahren günstiger als beim Gleichdruckverfahren.

---

[1]) Es ist das große Verdienst Holzwarths, durch viele Versuche und den Bau mehrerer Versuchsturbinen (bei den Firmen Körting, Brown-Boveri und Thyssen) einiges Licht in die noch recht dunkle Gasturbinenfrage gebracht zu haben. Seine Arbeiten sind veröffentlicht in dem Buch Holzwarth: Die Gasturbine, Verlag Oldenbourg, 1912, ferner: »Die Entwicklung der Gasturbine seit 1914«, Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, 1920, S. 197. S. auch Stodola, Besprechung des Buches in der Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, 1912, S. 527.

[1]) Nach einer Notiz in der Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure 1919, S. 418.

[2]) S. Luftpost 1919, Nr. 13, nach neueren Mitteilungen (Géni Civil, 20. März 1920) wurden Gebläse in einer Reihe von Bréguet Militärflugzeugen eingebaut und damit sehr gute Flugleistungen erzielt. Es geht aus den Mitteilungen jedoch nicht hervor, ob dabei Abgasturbinen Verwendung fanden.

Unsere Flugmotoren sind nicht ohne weiteres für den Anbau von Abgasturbinen geeignet. Bei der Gleichraum-Abgasturbine hat das langsame Öffnen der Auspuffventile und der nicht wirbelfreie Austritt der mit hoher Geschwindigkeit die Ventile verlassenden Abgase eine Vernichtung nutzbarer Energie zur Folge. Es müßte der Verdichtungsraum des Zylinders in den Verbindungskanal zu den Düsen verlegt und das Auspuffventil durch ein rasch öffnendes, unmittelbar vor den Düsen sitzendes Düsenventil ersetzt werden.

Dem Anbau von Gleichdruck-Abgasturbinen dürften in der Erwärmung der Auspuffventile, die nun während eines ganzen Hubes hocherhitzten Gasen unter Druck ausgesetzt sind, beträchtliche Schwierigkeiten entgegenstehen. Wieweit zusätzliche Kühlmittel zur Anwendung kommen müssen, sei nicht näher untersucht.

Bei einem deutschen Patent einer Gleichraum-Abgasturbine wird in den Verbindungskanal zwischen Düsen und Auspuffventil Frischluft zwecks Kühlung der Gase und zur Verbrennung der noch in den Abgasen enthaltenen unverbrannten Benzinteile durch Strahlwirkung eingesaugt. Die an sich in Widerspruch stehende Maßnahme hat den großen Nachteil, daß die Aufnahme von Luft und die Beschleunigung derselben auf Strömgeschwindigkeit der Abgase natürlich nicht ohne große Stoßverluste vor sich geht, so daß der schon durch die unvollkommene Düsenwirkung der Auspuffventile stark reduzierte Wirkungsgrad noch weiterhin verschlechtert wird.

Bei entsprechender Ausführung der Ausströmorgane aus dem Zylinder dürften durch Abgasturbinen etwa 40 bis 50 vH der in den Auspuffgasen vorhandenen disponiblen Energie, d. i. der Strömungsenergie (und nicht etwa des Wärmeinhaltes) in Nutzarbeit umsetzbar sein.

In einer anderen Form noch mag die Abgasturbine in der Flugtechnik Erfolg versprechen, und zwar in Verbindung mit einem Vorverdichter, der dem Motor die Frischluft unter 2 bis 3 Atm. anliefert. Jedes Liter Hubvolumen des Motors würde dann den zwei- und mehrfachen Betrag an Arbeitsenergie aufnehmen und entsprechend dem erhöhten Mitteldruck eine größere Leistung abgeben. Damit trotz des höheren Ladedruckes der Verpuffungsdruck, für den die arbeitenden Teile berechnet sind, derselbe bleibt, so ist der Verdichtungsraum entsprechend zu vergrößern, etwa durch Einbau niedrigerer Kolben. Entsprechend dem höheren Ladedruck ist auch der Enddruck der Expansion und die Endtemperatur eine höhere als beim gewöhnlichen Motor. Die noch stark energieführenden Abgase sind in einer Abgasturbine auszunutzen. Auch hier käme entweder das Gleichdruck- oder Gleichraumverfahren in Frage. Werden die Verpuffungsdrücke nicht erhöht, so ist die Brennstoffausnutzung natürlich nicht besser als im gewöhnlichen Motor. Der Gewinn der Anordnung beruht lediglich in der Verkleinerung der Abmessungen des Kolbenmotors, die für ganz große Einheiten im Flugzeug willkommen ist. Ein Motor von den Abmessungen eines z. B. normalen 260 PS-Flugmotors könnte mit seiner Abgasturbine auf etwa 480 PS Leistung kommen, dabei würde der Verdichter nur wenig größer als ein kleines Flugzeuggebläse (Abb. 2 und 3) werden und auch die Gasturbine ganz geringe Abmessungen erhalten. Die Kombination Verbrennungsmotor mit Vorverdichter und Abgasturbine ist nicht neu. Büchi wurde hierauf bereits im Jahre 1908 ein Patent[1]) erteilt, und zwar in Verbindung mit Dieselmotoren. Spätere Versuche haben das Verfahren jedoch nicht als vorteilhaft genug erwiesen, um es bei stationären Anlagen durchzuführen. Es wäre dagegen möglich, daß es z. B. bei Riesenflugzeugen durch eine Gewichtsverminderung der Kraftanlage Vorteile bietet.

Fassen wir das über die Gasturbine Gesagte zusammen, so kommen wir zu dem Ergebnis, daß die Aussichten auch dieser Maschinenart in der Flugtechnik recht bescheidene sind. Beim Antrieb der Luftfahrzeuge handelt es sich darum, einen Gas- oder Luftstrahl zu erzeugen, durch dessen Beschleunigung nach hinten ein Schub nach vorwärts bewirkt wird. Es fragt sich nun, ob es nicht Mittel und Wege gibt, den Strahl auf eine Weise zu erzeugen, die Motor und Schraube überflüssig macht. Ähnliche Aufgaben liegen auch im Schiffbau vor. Auch hier hat das Verlangen, die Schraube zu umgehen, zu den verschiedensten Vorschlägen Anlaß gegeben. Man hat das Wasser z. B. im Schiffsraum mittels Zentrifugalpumpen angesaugt und durch Rohre wieder ausgestoßen. Eine neue Belebung erfuhr dieses sog. »Reaktionsprinzip« durch die Humphreypumpe[1]). Bei dieser genialen Erfindung wirkt ein explosives Gasgemisch ohne Vermittelung von Kolben und Gestänge unmittelbar auf eine Wassersäule, die durch die Verpuffung in Schwingungen versetzt wird und hierbei einen Prozeß ähnlich dem einer Gasmaschine ausführt. Der ausgestoßene Wasserstrahl sollte unmittelbar oder über einen Windkessel zur Vorwärtsbewegung des Schiffes verwendet werden. Der Wirkungsgrad der Anlage wäre ein guter gewesen, die Anwendung ist jedoch mit Schwierigkeiten verknüpft, so daß dieses Verfahren trotz ernsthafter Bemühungen z. B. von Seite der italienischen Marine nicht zur Verwendung gelangte.

An Stelle des Wasserstrahles müßte beim Flugzeug ein Gas- oder Luftstrahl treten. Die Vorrichtungen sind im Prinzip recht einfach. In einer Verbrennungskammer wird entweder nach dem Gleichdruckverfahren der Gasturbine brennbares Gemisch unter gleichem Druck eingepreßt und entzündet, durch die freiwerdende Wärme wird das Gemisch ausgedehnt und strömt mit hoher Geschwindigkeit durch eine Düse ins Freie. Die Reaktion dieses Strahles bewirkt den Vortrieb des Flugzeuges. Nach dem Gleichraumverfahren der Gasturbine ließe sich die Verbrennungskammer durch gesteuerte Ventile mit geringer Vorverdichtung laden. Nach Entzündung des Gemisches wird ein Düsenventil aufgeworfen und die Feuergase strömen nun mit abnehmender Geschwindigkeit nach außen.

Wie wir bereits bei der Gasturbine gesehen haben, wird in beiden Fällen die Strahlgeschwindigkeit eine ganz außerordentlich hohe. Es blieben daher auch Vorschläge nicht aus, die diese Geschwindigkeit durch Beimengungen von Luft zu vermindern und die Masse des Strahles zu erhöhen suchten.

Zu diesen Vorrichtungen gehört z. B. der Propulsor von Mélot (Abb. 6), der im Mai 1918 dem französischen Minister für kriegswichtige Erfindungen vorgelegt und kürzlich durch Zeitungsberichte[2]) allgemeiner bekannt wurde.

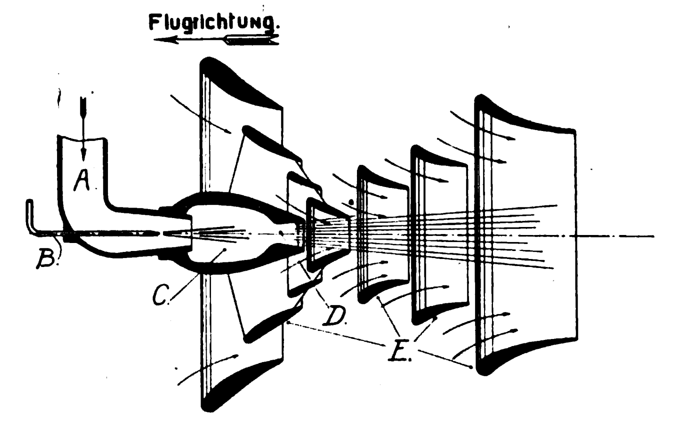


Abb. 6. Der Propulsor von Mélot.

Derselbe besteht aus einem Kolbenverdichter, der in der Rumpfspitze des Flugzeuges eingebaut ist und mittels Luftschraube vom Flugwind angetrieben wird. Das verdichtete Gemisch wird in zwei beiderseits des Rumpfes zwischen den Tragflächen angeordnete Verbrennungskammern geleitet und strömt von hier nach der Verpuffung nach hinten aus. Der Gasstrahl tritt jedoch nicht unmittelbar ins Freie, sondern reißt durch Strahlwirkung durch eine Reihe konzentrisch angeordneter Düsen Luft mit, wodurch seine Geschwindigkeit vermindert und das Treibmittel vermehrt wird. Das Ergebnis war nach Angaben des Erfinders nicht sehr befriedigend. Zunächst ließ die Widerstandsfähigkeit der Verbrennungskammern gegenüber den hohen Temperaturen, trotzdem sie mit feuerfestem Material ausgekleidet waren, zu wünschen übrig. Dann war der erreichte Schub im Vergleich zur auf-

[1]) D. R. P. 204630. S. Zeitschr. f. d. ges. Turbinenw. 1909, S. 313.

[1]) S. Zeitschr. des Ver. deutscher Ingenieure 1913, S. 885.
[2]) Engineer 1920, S. 189 und Aeronautics 1920, S. 75.

gewandten Brennstoffmenge absolut ungenügend. Wir werden noch sehen, warum dies nicht anders zu erwarten ist.

Es ließe sich hier auch eine Vorrichtung, der ein Vorschlag von Nernst zugrunde liegt, anführen, der recht bestechend aussieht, aber zur Erreichung brauchbarer Wirkungsgrade große bauliche Schwierigkeiten bietet.

Nernst schlug vor, Feuergase zum Antrieb einer Gasturbine dadurch zu erzeugen, daß in einem U-förmigen Rohr in einem Schenkel brennbares Gemisch angesaugt und dieses durch Schleuderwirkung infolge rascher Drehung des Rohres verdichtet und am äußeren Ende entzündet wird. Die Gase dehnen sich durch die freiwerdende Wärme aus und strömen im zweiten Schenkel gegen die Drehachse zurück, um an einer in der Achse angeordneten Düse mit hoher Geschwindigkeit auszutreten. Der Arbeitsaufwand für die Drehung des U-Rohres besteht nur in der Überwindung der Reibung. Man könnte nun statt eines U-Rohres volle Kreiszylinder mit einigen radialen Zwischenwänden verwenden, die von irgendeiner Kraftquelle aus in rasche Drehung versetzt werden und die Querschnitte möglichst groß machen, um große Strahlgewichte bei verhältnismäßig geringen Ausflußgeschwindigkeiten zu erhalten. Aber selbst bei einer Umfangsgeschwindigkeit des Rohres von 200 m am äußeren Ende würden nur ganz kleine Drücke erzeugt, die den thermischen Prozeß sehr ungünstig gestalten. Es läßt sich nun rechnerisch leicht nachweisen, daß der thermische Wirkungsgrad von dem Verhältnis der Temperatur am inneren und äußeren Teil des ersten Schenkels abhängt, dieses Temperaturverhältnis aber lediglich durch die Verdichtung des Gemisches, die dasselbe durch die Beschleunigung auf die Umfangsgeschwindigkeit der Schenkelenden erfährt, erzeugt wird.

Noch geringeren Erfolg können wir uns von der Verwendung des Schießpulvers oder anderer Explosivstoffe für Antriebszwecke versprechen. Abgesehen von den äußerst geringen Nutzeffekten, die durch die hohe Strahlgeschwindigkeit bedingt sind, wird von den Erfindern ganz übersehen, daß der Arbeitsinhalt der Explosivstoffe[1]) pro Gewichtseinheit nur ein äußerst geringer ist im Vergleiche z. B. zum Benzin oder Schweröl, das den Luftbedarf zu seiner Verbrennung nicht mitzuschleppen braucht, sondern in beliebigen Mengen überall vorfindet.

Als einziger Fall, bei dem der Reaktionsantrieb praktisch versucht, d. h. eine Vorrichtung hierzu in ein betriebsfähiges Flugzeug eingebaut wurde, ist das Flugzeug von Coanda (Abb. 7). Hier diente als Kraftquelle allerdings wieder ein

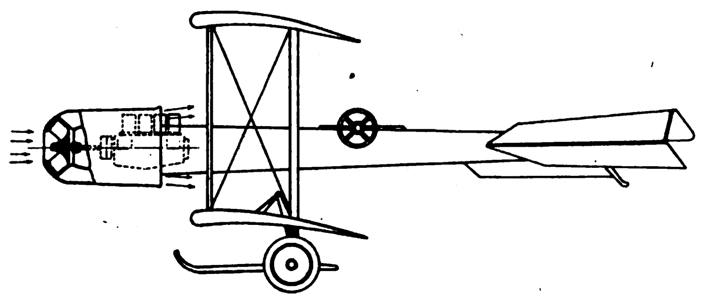


Abb. 7. Schematische Darstellung des Flugzeuges von Coanda.

Benzinmotor von 50 PS Leistung; an Stelle der Schraube wurde aber ein Gebläse, und zwar ein Radialgebläse mit Leitkranz und Diffusoren verwendet, dessen Druckrohr in einer Düse endet. Der Durchmesser der Düse mag etwa 1 m betragen haben. Coanda ging wahrscheinlich von der Überlegung aus, daß das Radialgebläse einen besseren Wirkungsgrad aufweise als das Axialgebläse ohne Leitapparat, das die Schraube darstellt. Für große Druckunterschiede ist dies tatsächlich auch der Fall. Für kleine Druckunterschiede, um die es sich bei der Schuberzeugung im Flugzeuge handelt, sind die Nachteile des Radialgebläses jedoch zweifellos größer als der mögliche Gewinn. Man beachte nur die umfangreichen Gehäuse und Rohrleitungen, die das Radialgebläse benötigt und Mehrgewicht und Luftwiderstand bedeuten. Geht man aber zwecks Verkleinerung der Abmessungen auf hohe Luftgeschwindigkeiten und sind diese vor dem Austritt ins Freie durch Düsen wieder zu verringern, so stellen sich durch Stoß, Wirbel- und Reibungsverluste derartig viele Verlustquellen ein, daß von einem Gewinn gegenüber der einfachen Luftschraube nicht mehr die Rede sein kann.

[1]) S. z. B. »Technische Berichte« der Flugzeugmeisterei Band 3, Heft 3.

An Stelle einer Düse von großem Querschnitt ließe sich auch daran denken, eine größere Anzahl kleinerer Düsen derart ins Tragdeck einzubauen, daß durch die ausströmende Luft nicht nur ein Vortrieb, sondern auch ein gewisser Auftrieb erzeugt wird. Auf diese Weise würde die Auftriebskraft des Profiles vermehrt werden können. Die Luftzuleitung würde durch das hohle Tragdeck erfolgen und das Ansaugen

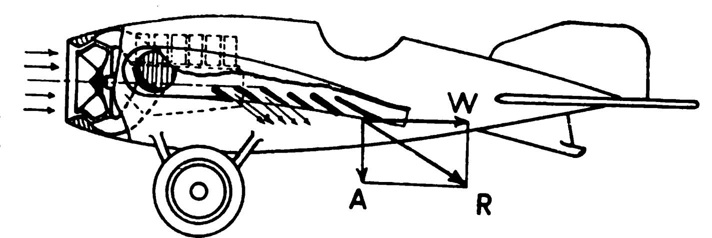


Abb. 8. Flugzeug mit Vortriebsdüsen im Tragdeck.

gegebenenfalls ebenfalls durch Düsen auf der Oberseite des Tragdecks geschehen können. Auf dem Papier und in der Rechnung sehen derartige Kombinationen recht hübsch aus (Abb. 8), ihre praktische Durchführung scheitert aber an den Konstruktionsgewichten und an den Schwierigkeiten der Herstellung.

Zur Beurteilung des Wirkungsgrades aller Reaktionsantriebe müssen wir uns die Sätze der Schraubenstrahltheorie[1]) vergegenwärtigen. Wie bereits erwähnt, erfolgt die Vorwärtsbewegung beim Flugzeug dadurch, daß einer gewissen Luftmenge eine Beschleunigung erteilt wird, so daß sich ein nach hinten fließender Strahl ergibt, dessen axiale Geschwindigkeit größer ist als die der umgebenden Luft. Sehen wir von den Tangentialgeschwindigkeiten, die durch eine ev. Drehbewegung des Strahles hervorgerufen werden, ab und nehmen wir an, daß die Strahlgeschwindigkeit über den ganzen Strahlquerschnitt konstant sei und das System (z. B. das Flugzeug) sich selbst mit einer Geschwindigkeit v vorwärts bewegt, so ist der durch die Treibmittelmenge Q erzeugte Schub $S = Q \frac{\gamma}{g} w$, wenn hierin $w = c - v$ die absolute Endgeschwindigkeit bedeutet, während c die Ausströmgeschwindigkeit des Treibmittels am Austrittsquerschnitt der Schraube oder der Düse darstellt, deren Austrittsfläche F_a beträgt.

Es ist die Treibmittelmenge $Q = F_a (w + v)$ und damit

$$S = F_a \frac{\gamma}{g} (w + v) w.$$

Die theoretische Antriebsleistung setzt sich zusammen aus der eigentlichen Vortriebsarbeit, d. i. der Nutzarbeit, und aus der Arbeit, die zur Beschleunigung des Strahles notwendig ist. Es ist also

$$L = S v + Q \frac{\gamma}{g} \frac{w^2}{2}$$

und daraus der »höchstmögliche« Wirkungsgrad

$$\eta = \frac{S v}{L} = \frac{2 v}{2 v + w} \text{ oder } = \frac{2 v}{v + c}.$$

Es ist der theoretische oder »höchstmögliche« Wirkungsgrad des Vertriebes also um so größer, je kleiner w im Vergleich zu v ist, bzw. je mehr sich c der Fluggeschwindigkeit v nähert. Wird z. B. w nahezu 0, so ist η nahezu 1. In diesem Falle würde der Schub jedoch nur dann einen endlichen Wert erhalten, wenn F_a, der Strahlquerschnitt, sehr große Abmessungen annimmt. Zur gleichen Überlegung kommen wir auch durch die Forderung, daß zum Erhalt eines günstigen Wirkungsgrades die geringstmögliche Strahlbelastung $p = \frac{S}{F_a}$ zu wählen ist.

Für ein großes w bzw. c erhalten wir nur dann einen guten Vortriebswirkungsgrad, wenn v, die Fluggeschwindig-

[1]) Siehe auch ZFM 1918, S. 36.

keit, sehr hoch wird. In diesem Falle können auch hohe Strahlbelastungen noch brauchbare Wirkungsgrade für den Vortrieb ergeben.

Die Vorrichtungen zur Erzeugung des Strahles zum Reaktionsantrieb werden mechanisch nur dann gut ausführbar und hinsichtlich Raum- und Gewichtsbedarfs gewinnbringend, wenn große Drücke erzeugt, d. h. wenn bedeutende Beschleunigungen des bewegten Treibmittels vorgenommen werden. Diese bewirken aber wiederum hohe Geschwindigkeiten für den Strahl und ergeben damit bei den verhältnismäßig niedrigen gebräuchlichen Fluggeschwindigkeiten geringe »höchstmögliche« Vortriebswirkungsgrade. An diesen sich widersprechenden Forderungen scheitern schließlich sämtliche Vorschläge, die auf Ersatz der Luftschrauben ausgehen.

Bei den Vorrichtungen, die die Verringerung der Strahlgeschwindigkeiten durch Mischung mit einem zweiten Medium versuchen, treten Verluste durch den Stoß der beiden aufeinandertreffenden Medien im Momente der Mischung auf, so daß auch diese Apparate für praktische Zwecke unbrauchbare Resultate ergeben. Der Flugmotor mit Luftschraube, also unsere gebräuchliche Antriebsvorrichtung für Luftfahrzeuge, stellt somit die weitaus günstigste Lösung dar. Eine kleine Verbesserung wäre noch durch Einführung einer Abgasturbine möglich. Ein baldiger Ersatz des Benzinmotors durch wirtschaftlichere Vorrichtungen ist kaum zu erwarten, es sei denn, daß eine ungeahnte Erfindung oder Entdeckung uns plötzlich ganz neue Wege erschlösse. (Schluß folgt.)

Die Möglichkeit des Schraubenflugzeuges.

Von Hermann Borck.

In der letzten Zeit fanden sich in den Zeitungen und auch in der Fachliteratur vielfach Nachrichten über Schraubenflugzeuge, die angeblich geflogen sein sollten.

In einem Falle waren sogar die PS-Zahl des Motors und der Propellerdurchmesser angegeben. Ein amerikanisches Schraubenflugzeug mit einem 40 PS-Motor und mit einem Paar gegenläufiger Propeller von 5,2 m Durchmesser soll gute Resultate erzielt haben. Wie später gezeigt wird, liegt in diesem Falle die Möglichkeit des Aufsteigens bis 1000 m Höhe vor, wenn das Gesamtgewicht des Apparates nicht mehr als 260 kg betragen hat.

Im folgenden soll ganz allgemein gezeigt werden, unter welchen Bedingungen ein Schraubenflugzeug flugfähig ist, und welche Höhen er erreichen kann.

Zur Beurteilung des Schraubenflugzeuges kommen folgende Faktoren in Frage:

1. das Gewicht des Apparates,
2. die Motorleistung,
3. die zu erreichende Höhe,
4. der Propellerdurchmesser,
5. der Wirkungsgrad des Propellers.

Soll das Schraubenflugzeug eine bestimmte Höhe erreichen können und sich dort halten können, so muß die Schraube in dieser Höhe, die einer bestimmten Luftdichte entspricht, am Stand laufend einen Schub ausüben, der gleich dem Gewicht des ganzen Apparates ist.

Über die Abhängigkeit des Schraubenzuges am Stand von der Leistung, von der Luftdichte, vom Propellerdurchmesser und vom mechanischen Wirkungsgrad der Schraube gibt die folgende Formel Aufschluß:

$$\eta_{mech} = \frac{\sqrt{\frac{g}{2\gamma} \cdot \frac{S^3}{F}}}{N}$$ [1])

In dieser Formel ist:

η_{mech} der mechanische Wirkungsgrad des Propellers am Stand, d. h. das Verhältnis der Beschleunigungsleistung in Richtung des Schubes zur aufgewandten Leistung,
g die Erdbeschleunigung = 9,81 m/s²,
γ das Gewicht von 1 m³ Luft in kg = kg/m³,
S der Schub des Propellers in kg,
F die Schraubenkreisfläche in m²,
N die aufgewandte Leistung, an der Schraubenwelle gemessen, in mkg/s.

Formt man diese Gleichung um und führt statt der Propellerkreisfläche den Durchmesser d ein, so nimmt sie folgende Form an:

$$N \cdot d \cdot \eta_{mech} = \sqrt{\frac{2g}{\pi}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\gamma}} \cdot \sqrt{S^3}$$

Diese Form ist gewählt worden, um die 5 veränderlichen Größen in bequemer Form voneinander abhängig in einem Kurvenblatt unterbringen zu können, und zwar hat es sich als zweckmäßig erwiesen $N \cdot d \cdot \eta_{mech}$ in Abhängigkeit von γ und S darzustellen.

In dem Kurvenblatt sind die Werte für γ so gewählt, daß sie ungefähr den Werten von 1, 2, 3, 4, 5 und 6 km Höhe entsprechen.

Um geläufigere Größen für die Leistung zu erhalten, ist diese in PS umgerechnet, so daß die Formel, nach welcher die Kurven ausgerechnet sind, lautet:

$$PS \cdot d \cdot \eta_{mech} = 0{,}0333 \cdot \gamma^{-\frac{1}{2}} \cdot S^{\frac{3}{2}}$$

Eine Reihe von Beispielen wird am besten zeigen, wie das Kurvenblatt praktisch zu benutzen ist. Der mechanische Wirkungsgrad des Propellers kann dabei im Durchschnitt = 0,8 gesetzt werden.[1])

Anwendungsbeispiele.

Beispiel 1. Das zu Anfang erwähnte amerikanische Schraubenflugzeug. In diesem Falle war:

die Leistung = 40 PS,
d = 5,2 m.

Zur Auswertung muß zuerst die Größe der Leistung in 1 km Höhe bestimmt werden in der Annahme, daß dieses Schraubenflugzeug mindestens 1000 m hoch steigen können soll.

Die Motorleistung wird in dieser Höhe entsprechend dem Abfall der Luftdichte abnehmen, da die Füllung der Zylinder geringer ist. Da die Luftdichte in 1 km Höhe etwa 0,896 mal geringer ist als in 0 m Höhe, so kann man die Motorleistung in 1 km Höhe praktisch = 40 · 0,896 = 35,8 PS setzen.

Nimmt man an, daß die angewandten Getriebe einen Wirkungsgrad von 0,9 hatten, so standen schließlich

$$35{,}8 \cdot 0{,}9 = 32{,}2 \text{ PS}$$

an der Schraubenwelle zur Verfügung.

Die Zahl für $PS \cdot d \cdot \eta_{mech}$ wird bei diesem Beispiel demnach

$$32{,}2 \cdot 5{,}2 \cdot 0{,}8 = 134.$$

Sucht man in dem Kurvenblatt das dazu gehörige Gewicht auf, so findet man **260 kg.** D. h. dieser Apparat darf insgesamt nicht mehr als 260 kg gewogen haben, wenn er überhaupt auf 1 km Höhe gekommen sein soll. Dabei ist Voraussetzung, daß der Apparat lediglich als Schraubenflugzeug funktioniert hat.

Beispiel 2. Es ist die Aufgabe gestellt, einen Schraubenflugzeug mit einem Siemensmotor zu bauen, der 4 km hoch steigen kann.

Der Motor leistet in dieser Höhe 180 PS.

Die Propeller sollen gegenläufig und direkt untereinander angeordnet sein. Welchen Durchmesser müssen die Propeller haben?

Der vollständige Apparat mit 2 Std. Betriebsstoff wird ungefähr folgendes Gewicht haben:

Motor	230 kg
2 Propeller	50 »
Getriebe	80 »
2 h Betriebsstoff	90 »
Bemannung	75 »
Apparat	180 »
Instrumente	15 »
Zusammen:	720 kg

Die an der Schraubenwelle verfügbare PS-Zahl ist, unter der Voraussetzung daß der Getriebewirkungsgrad etwa

[1]) Siehe Borck, Ztschr. Schiffbau 1919 XX. Jahrg. Nr. 7 S. 161 und Nr. 8 S. 201.

[1]) Nach eigenen Versuchen des Verfassers.

0,9 ist, =

$$180 \cdot 0,9 = 162 \text{ PS}.$$

Ein besonderes Getriebe ist auch hier noch trotz der geringen Drehzahl des Motors nötig, da sonst die Umfangsgeschwindigkeit des Propellers zu hoch werden würde.

Es wird also

$$PS \cdot \eta_{mech} = 162 \times 0,8 = 130 \text{ PS}.$$

$PS \cdot \eta_{mech} \cdot d$ ergibt aus den Kurven für 720 kg Gewicht und 4000 m Höhe einen Wert von 710.

Daraus folgt ein Propellerdurchmesser von

$$\frac{710}{130} = 5,5 \text{ m}.$$

Es ist jedoch ratsam, den Durchmesser stets um soviel größer zu wählen, daß die Schraubenkreisfläche etwa 5 bis 10 v. H. größer wird, so daß man in diesem Falle einen praktischen Durchmesser von 5,6 bis 5,7 m anwendet.

$PS \cdot \eta_{mech}$ ist in diesem Falle = Leistung in 3000 m Höhe × Getriebewirkungsgrad × Propellerwirkungsgrad =

$$520 \cdot 0,9 \cdot 0,8 = 374.$$

Aus den Kurven ergibt sich für 3000 m Höhe und 1810 kg Gewicht ein $PS \cdot d \cdot \eta_{mech}$ von 2670

Der Durchmesser wird demnach =

$$\frac{2670}{374} = 7,15 \text{ m},$$

Propeller von solchem Durchmesser würden aber sehr schwer werden und etwa 100 kg das Stück wiegen.

Man muß also danach trachten, kleinere Propeller wählen zu können. Das kann man, indem man die Propeller nicht übereinander, sondern nebeneinander anordnet.

Soll die gesamte Propellerkreisfläche dabei dieselbe bleiben, so müssen die Propeller einen Durchmesser von

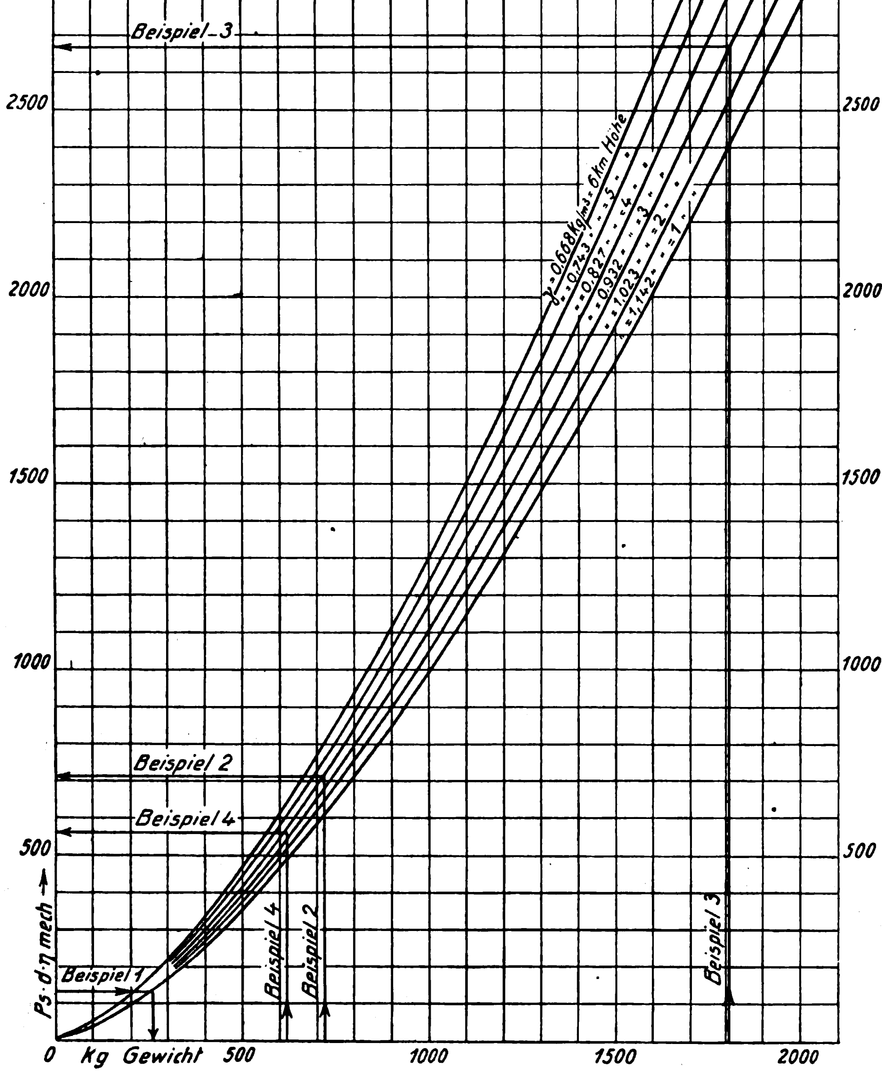


Abb. 1.

Beispiel 3. Ein Schraubenflugzeug soll konstruiert werden mit zwei 300 PS-Maybachmotoren, die in 3000 m Höhe noch etwa 260 PS leisten. Er soll 3000 m Höhe erreichen können mit 2 Mann Besatzung und 1 h Betriebsstoff.

Die Propeller sollen gegenläufig und unmittelbar übereinander angeordnet sein.

Wie groß wird der Propellerdurchmesser?

Das Gesamtgewicht ist ungefähr zu veranschlagen auf:

2 Motoren	930 kg
1 h Betriebsstoff	130 »
Getriebe	100 »
Propeller	100 »
2 Mann	150 »
Apparat	400 »
Zusammen:	1810 kg

$$\frac{7,15}{\sqrt{2}} = 5,1 \text{ m}$$

haben. Propeller von solchem Durchmesser für eine Leistung von 260 PS lassen sich mit einem Gewicht von etwa 50 kg das Stück herstellen.

Man sieht aus diesem Beispiel, daß die Aufgabe nach verschiedenen Richtungen überlegt werden muß, um Gewicht bei der Konstruktion zu sparen, worauf es in erster Linie ankommt.

Beispiel 4. Wie groß muß der Propellerdurchmesser für einen Einsitzer mit einem 180 PS-Siemensmotor werden, damit er senkrecht 4000 m hoch steigen kann?

Das Gesamtgewicht des möglichst entlasteten Apparates mit Betriebsstoff für eine halbe Stunde wird etwa 620 kg betragen.

Geht man in dem Kurvenblatt bei 620 kg bis zur 4 km-Kurve in die Höhe, so findet man für $PS \cdot d \cdot \eta_{mech}$ den Wert 560, $PS \cdot \eta_{mech}$ ist $180 \cdot 0{,}8 = 144$.

Dann ist der Durchmesser =

$$\frac{560}{144} = 3{,}9 \text{ m.}$$

Bei diesen Beispielen ist vorausgesetzt, daß die Umfangsgeschwindigkeit der Propeller nicht höher als 180 m/s ist.

Wird dieser Wert wesentlich überschritten, so fällt der mechanische Wirkungsgrad des Propellers sehr rasch, so daß dann nicht mehr mit dem Wert 0,8 gerechnet werden kann.

Anderseits hat es aber auch keinen praktischen Wert mit der Umfangsgeschwindigkeit unter 120 m/s zu bleiben.

Es empfiehlt sich daher, für die Propeller von Schraubenflugzeugen Umfangsgeschwindigkeiten von 120 bis 160 m/s einzuhalten.

Deutsche Luftfahrtbücherei.

Von Curt Eppinger.

In aller Stille ist ein Werk seiner Vollendung entgegengereift, das einem dringenden Bedürfnis bei der Wiederaufrichtung der Deutschen Lnftfahrt abhelfen soll.

Eine alte Forderung des deutschen Technikers geht dahin, daß auch für ihn von Staatswegen in Deutschland gute öffentliche Büchereien geschaffen werden, wie sie für Angehörige anderer Berufe, die wissenschaftliche und gelehrte Interessen haben, schon vorhanden sind. In einer Denkschrift des deutschen Verbandes Technisch-Wissenschaftlicher Vereine, welche im Mai vorigen Jahres an die in Betracht kommenden behördlichen Stellen versandt wurde, wird ausführlich hierzu Stellung genommen. Es wird darin erörtert, daß Staats-, Landes- und Universitäts-Büchereien für den Ingenieur infolge der geringen Berücksichtigung des technischen Schrifttums nicht in Frage kommen. Die für den Fachmann wertvolleren Hochschul-Büchereien dagegen sind hauptsächlich auf den Lehrbetrieb zugeschnitten und nicht öffentlich, wie die Universitäts-Büchereien. An großen, brauchbaren, technischen Büchereien sind zur Zeit in Deutschland nur zwei vorhanden. Das sind die Bücherei des Patentamts und die des Deutschen Museums in München. Beide sind aber nicht auf den Ausleihverkehr zugeschnitten. So kann namentlich die erstere, die mit ca. 200000 Bänden die größte Vollständigkeit aufweist, ihre Bücher nur werktäglich von 9—3 Uhr in ihrer Lesehalle der Allgemeinheit zur Verfügung stellen. Es ist daher Pflicht des Staates, jetzt für die Forderungen der Technisch-Wissenschaftlichen Vereine und der Industrie durch Schaffung einer technischen Hauptbücherei einzutreten. Denn der Wiederaufbau Deutschlands hängt in hervorragender Weise von der Wiedererstarkung der Technik und Industrie, sowie der Wissenschaft als unentbehrliche Grundlage hierzu ab. Der Staat hat sich diesen schwerwiegenden Argumenten auch nicht verschlossen. Auf Einladung des Justizministeriums fand in neuerer Zeit eine Besprechung zwischen Vertretern aller in Frage kommenden Ministerien, Sachverständigen und der Industrie statt. Einstimmig wurde hier das Bedürfnis nach einer technischen Hauptbücherei anerkannt und besonders warm von dem Vertreter des preußischen Kultusministeriums befürwortet. Leider legt unsere traurige Finanzlage den betreffenden Ressortstellen so große Zurückhaltung auf, daß das Projekt in der vorgeschlagenen Form ohne weiteres nicht verwirklicht werden kann. Es wurde jedoch erreicht, daß aus dem Kreise der Geladenen eine Kommission von Sachverständigen und Industrievertretern gebildet wurde, die in engster Zusammenarbeit mit dem Justizministerium eine gangbare Lösung ausarbeitet. — Und wo ein Wille ist, da ist auch ein Weg!

Der Industrie und den fördernden technischen und wissenschaftlichen Vereinigungen bleibt aber auch für die nächste Zeit nur der Weg der Selbsthilfe. Diesem Erfordernis konnte sich die Flugzeug-Industrie, die ja durch den Friedensvertrag, wie keine andere, für die Praxis gedrosselt ist, nicht verschließen. So entstand in stiller Arbeit die »Deutsche Luftfahrtbücherei«. Dieselbe bezweckt, das Wissen und die Erfahrungswerte, die bisher in den verschiedenen Fachbibliotheken verstreut angesammelt sind, allen Studierenden und Ingenieuren, die auf dem Gebiet der Luftfahrt arbeiten, leicht zugänglich zu machen. Das Ideal war ja auch hier die Zusammenfassung all der kleinen Büchereien in einer Zentralbücherei, die stets zugänglich wäre. Die leidige Kostenfrage setzt aber diesem Streben ein Ziel. Ein anderer Weg mußte gefunden werden. In gemeinsamen Besprechungen, an welchen sich der Verband deutscher Flugzeug-Industrieller, Berliner Verein für Luftschiffahrt, Aero-Klub von Deutschland, Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, Dentsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Verein deutscher Ingenieure, Reichspatentamt, Staatsbücherei und Universität Berlin beteiligten, wurde beschlossen, einen Zettelkatalog aufzustellen. Dieser Zettelkatalog wird in mehreren Exemplaren angefertigt und an Knotenpunkten, z. B. Flugverbandhaus, der interessierten Allgemeinheit zugänglich gemacht. Da er sowohl alphabetisch nach Autoren als auch nach Materien angeordnet wird, ist es jedem Suchenden leicht, festzustellen, ob das gewünschte Werk vorhanden ist, wo es für ihn am praktischsten erreichbar ist und unter welchen Bedingungen er dasselbe ausnutzen kann. Damit ist der Anfang gemacht. Die Ausdehnung des Zettelkataloges über ganz Deutschland ist nur eine Frage der Zeit, ebenso die Drucklegung desselben, wenn er erst einmal sämtliche Werke der Luftfahrt und verwandte Nebengebiete umfaßt. Als Zukunftsaufgabe jedoch bleibt der deutschen Luftfahrtbücherei die Herausgabe einer Luftfahrtbibliographie, um auch verstecktes Wissen und Lehrmaterial der Allgemeinheit dienstbar zu machen.

Möge der nun einmal beschrittene Weg dazu dienen, unsere deutsche Luftfahrt zu fördern, damit sie trotz aller Wiederwärtigkeit den achtunggebietenden Platz in der Welt behält, den sie durch deutsche Tüchtigkeit, Wagemut und gründliches Wissen erworben hat. Dann ist ihr Zweck erfüllt.

Ein englisches Taschenbuch für Flieger.

In England ist vor kurzem die 7. Auflage des Taschenbuches für Flieger »The Aviation Pocket-Book«[1]) erschienen, welche noch während des Krieges vorbereitet wurde. Das 536 Seiten starke Buch fällt schon rein äußerlich durch einige sehr wesentliche und praktische Neuerungen auf. Der ganze, für den Gebrauch als Handbuch in Leinen gebundene Band kann für die Benutzung als Taschenbuch zerschnitten werden. Die einzelnen Blätter können dann nach Belieben des Gebrauchers 1. zu einem kleineren Taschenbuche zusammengestellt und neu geheftet, 2. in einer Art Karthotek der in England normalen Größen (10 × 15 bzw. 11½ × 18 cm) eingefügt oder 3. nach Lochung in ein Notizbuch mit auswechselbaren Blättern eingesetzt werden. Dieses dem Verfasser patentierte Verfahren hat außerordentliche Vorteile. Da das ganze Werk als eigentliches Taschenbuch zu umfangreich ist, können nur die im Einzelfall besonders interessierenden Blätter vereinigt werden; es ist ständig erweiterungsfähig und ist endlich, was wohl sein größter Vorteil ist, nicht dem Veralten ausgesetzt, da geänderte oder überholte Tabellen stets ausgetauscht bzw. neue eingefügt werden können. Bei der jetzigen Papierknappheit und den hohen Anschaffungskosten für Bücher wäre dieses Verfahren auch bei uns für rasch veraltende Nachschlagewerke usw. besonders zu empfehlen.

Die einzelnen Seiten des Taschenbuches sind nicht nur einem Index entsprechend fortlaufend numeriert, sie tragen auch besondere Ziffern, welche in bezug auf ihren Inhalt »der Einteilung und Ordnung des menschlichen Wissens« entsprechen, die durch das »Institut International de Bibliographie« in Brüssel als das »internationale Dezimaleinteilungssystem« veröffentlicht wurde (Manuel du Repertoire Bibliographique Universel 1905).

Nach dieser Einteilung, welche das ganze menschliche Wissen umfassen soll, bedeuten z. B. 00 allgemeine Werke und Bibliographie, 01 Philosophie, 02 Religion, 03 Soziologie, Gesetze, 04 Philologie, 05 reine Wissenschaft, 06 angewandte Wissenschaft, Industrie, 07 schöne Künste, 08 Literatur, 09 Geschichte, Erdkunde.

Nach der in dieser Weise weitergeführten Unterteilung bedeutet dann z. B. (05 reine Wissenschaft) 053 Physik, 0538 Magnetismus und Elektrizität, 05387 Erdmagnetismus, 053874 Kompasse, ihre Einrichtung und Kompensation usf. Auf dem Blatte Nr. 538.74.004 würde also etwa ein Aufsatz über den Gebrauch magnetischer Richtungsweiser zu finden sein.

So wie das Werk schon rein äußerlich sowohl als Handbuch als auch als Taschenbuch gedacht ist, geht es auch seinem Inhalte

---

[1]) The Aviation Pocket-Book for 1919/20, by R. Borlase Matthews, 7. Ausgabe, London, Crosby Lockwood and Son.

nach weit über den Rahmen eines Taschenbuches hinaus. Es bietet in außerordentlich reichhaltigen und bis ins einzelne gehenden kurzen Darstellungen, Tabellen und Zeichnungen nicht nur dem praktischen Flieger, sondern auch dem Flugzeugkonstrukteur alles für ihn Wesentliche und Wissenswerte. Fast jede sich auf Flugtechnik oder praktische Fliegerei beziehende Frage findet auf den entsprechenden Blättern des Taschenbuches eine kurze treffende Erklärung und Antwort nach dem neuesten Stande der Wissenschaft. Die Art der Darstellung entspricht vielfach der in der »Hütte, des Ingenieurs Taschenbuch«, wie man wohl überhaupt für den deutschen Leser das Buch am treffendsten als eine »Hütte« des Flugwesens charakterisieren kann.

Den Flugzeugkonstrukteur werden vor allem die sehr nützlichen kurzen Ableitungen der Formeln, Zusammenstellungen, Tabellen und graphischen Darstellungen über die Projektierung und den Bau von Flugzeugen interessieren. Allein 70 Seiten des Buches sind den Normen sämtlicher Flugzeugmetallteile gewidmet. Ebenso ausführlich sind die Flugzeugmotoren nach ihrer Einteilung in verschiedene Typen, ihrer Entwicklung und Berechnung beschrieben und tabellarisch dargestellt. Eine vergleichende Zusammenstellung aller Flugmotoren (auch der ausländischen) ist von ebenso allgemeinem Interesse als eine solche der wichtigsten in England, Frankreich, Italien, Deutschland und Amerika gebauten Flugzeuge und Luftschiffe in Zeichnungen und Tabellen. Recht zweckmäßig besonders für den mit den englischen Fachausdrücken nicht vertrauten Leser ist ein kurzes erklärendes Wörterbuch, das durch ein Anschauungsbild noch unterstützt wird. Neben den englischen Ausdrücken sind mit wenigen Ausnahmen auch die französischen angegeben.

Auch für die praktische Fliegerei bringt das englische Buch sehr viele nützliche Angaben, welche in ihrer Reichhaltigkeit das während des Krieges in Deutschland erschienene »Taschenbuch für Flieger« übertreffen. Sehr gut in seiner knappen Darstellung ist der meteorologische Teil, der sehr brauchbare Anweisungen zur Wetter- und besonders der Nebelvorhersage bietet. Die Berechnung von Höhe und Steigfähigkeit wird ebenfalls behandelt. Wenn der Flieger auch kaum während eines Fluges ein Taschenbuch selbst zu Rate ziehen dürfte, so werden für ihn vor und hinterher doch die vielen astronomischen, meteorologischen, geodätischen, physikalischen und endlich physiologischen Angaben lesens- und wissenswert sein. Mit den Behandlungsvorschriften für den Flugzeugmotor, der Navigationskunde und anderem könnte man diese etwa zu »Verhaltungsmaßregeln für den Flieger« zusammenstellen.

Am Schluß des Taschenbuches gibt der Verfasser eine Zusammenstellung aller (958) Flugzeuge und Flugzeugteile bauenden englischen Firmen, von denen, wie aus den besonderen Anzeigen ersichtlich ist, ein Teil zu einer etwa unserem V. D. F. I. entsprechenden Vereinigung zusammengeschlossen ist. Es ist sehr zu bedauern, daß der Gebrauch des Taschenbuches durch das englische Maßsystem (Meile, Fuß, Zoll) den an das internationale metrische System gewöhnten Ausländern so erschwert wird; die Einführung des Millibar als Maß für den Luftdruck läßt hoffen, daß sich auch in dieser Beziehung eine Anpassung an das bessere und übersichtlichere System vollziehen wird. Trotzdem dürfte das englische Flieger-Taschenbuch auch bei uns in Deutschland nicht nur viele Interessenten finden, sondern wegen seiner praktischen Vorzüge und seines außerordentlich reichhaltigen Inhaltes sogar Nachahmung verdienen. Koppe.

Bücher-Besprechungen.

Maschinenuntersuchungen und das Verhalten der Maschinen im Betriebe. Von A. Gramberg. Berlin 1918, Julius Spinger. 514 S. mit 300 Abb. Preis geb. M. 25. Das vorliegende Werk ist als zweiter Band des »Maschinentechnischen Versuchswesen« aus dem bereits in dritter Auflage erschienenen Buche des gleichen Verfassers »Technische Messungen« hervorgegangen und behandelt in fünf Abschnitten Anordnung und Durchführung von Maschinenuntersuchungen und vor allem die Auswertung der erhaltenen Versuchsergebnisse. Das Buch soll ein Handbuch für Betriebsleiter, ein Leitfaden zum Gebrauch bei Abnahmeversuchen und für den Unterricht an Maschinenlaboratorien sein. Es erfüllt diese Bestimmung in reichlichstem Maße. Die zahlreichen Versuchsergebnisse aus des Verfassers Hochschultätigkeit und jahrelanger Praxis als beratender Ingenieur sind in vielen Tabellen und Kurven niedergelegt und geben nicht nur dem Betriebsingenieur einen wertvollen Anhalt, was die ihm anvertrauten Maschinen leisten sollen und verbrauchen dürfen, sondern liefern auch dem projektierenden Ingenieur zuverlässiges Ausgangsmaterial für seine Berechnungen. Ein besonderer Vorteil des Buches liegt darin, daß die Maschine nicht als etwas Gegebenes und Unabänderliches betrachtet wird, sondern auch gezeigt ist, welche Einflüsse absichtlich geänderte Verhältnisse am gesamten Verhalten der Maschine hervorrufen können. So wird z. B. der Einfluß des veränderten Gegendruckes bei Dampfmaschinen, die Wirkung der Drehzahländerung bei Wasserwerksgasmaschinen, die Verstellung von Reglern u. a. m. behandelt.

Der erste Abschnitt bringt Gegenstände, die dem Abnahmeversuch und der Betriebskontrolle zeitlich vorausgehen, nämlich Gewährleistung und Abnahmebedingungen und die juristischen Fragen, die der für die Beschaffung einer Anlage Verantwortliche beherrschen muß. Der gleiche Abschnitt umfaßt weiter alle allgemeinen Fragen untersuchungstechnischer Art und hat daher für den Techniker jeder Maschinengattung Interesse. Die folgenden Abschnitte und die Beispiele betreffen die Wärmekraftmaschinen, einschließlich Kesselanlagen und Verbrennungsvorgänge, Pumpen und Ventilatoren. Besonders eingehend sind die Verbrennungsmaschinen behandelt.

Auch der Flugzeugbauer wird, soweit er nicht als Betriebsmann überhaupt mit Kraftmaschinen und Pumpen zu tun hat, aus dem Buche viel lernen können, vor allem wie man Versuche planmäßig vornimmt und die Ergebnisse auswertet. Vielleicht bringt eine spätere Auflage auch die modernen Untersuchungsmethoden des Flugmotors am Höhenprüfstand. W. G. Noack.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Adami, Berlin-Friedenau, Offenbacherstr. 5.
Ing. Fred. Keitel, Zürich, Schaffhauserstr. 24/II.
Fritz Prestien, Charlottenburg, Kuno Fischerstr. 13.
Willy Kroll, Verlagsbuchhändler, Leipzig-Schönefeld, Schmidt-Rühlstr. 36.
Joly, Klein-Wittenberg a. d. Elbe.

Außerordentliche Mitglieder:

Argentinischer Verein deutscher Ingenieure, Buenos-Aires, San Martin 439.
Danziger Verein für Luftfahrt Danzig, Danzig-Langfuhr, Hermannshoferweg 5.

2. Adressenänderungen:

Polizeifliegerstaffel Provinz Sachsen, Halberstadt.
Dt. Vizekonsul Frhr. von Lentz, Milano (Italien), Consolato Svizzero.
Dipl.-Ing. H. Focke, Bremen, Vasmerstr. 25.
Dipl.-Ing. A. Koenig, Aachen, Viktoriaallee 33.

3. Ernennungen, Auszeichnungen, Beförderungen:

Unser Mitglied, Herr Dr. Friedrich Eichberg, Breslau, erhielt das Eiserne Kreuz II. Klasse am weißen Bande.
Unser Mitglied, Herr cand. ing. Focke, Bremen, wurde von der Technischen Hochschule Hannover zum Dipl.-Ing. ernannt.

4. Verstorben:

Geh. Reg. Rat Prof. Dr. Richarz, Marburg i. H.

Der Geschäftsführer: Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

London—Paris. Auf Grund der bisherigen Erfahrungen haben die 3 Luftverkehrsgesellschaften, die diese Strecke betreiben, Handley Page, Airco und Instone, ihre Transporttarife herabsetzen können. Die beiden ersteren fordern für den einfachen Flug 262 fr. gegen 393 vorher, und 472 fr. für den Hin- und Rückflug. Die Firma Instone hat den Preis für eine Strecke von 367 fr. auf 325 fr. herabgesetzt.

Jeden Freitag findet ein Flug London—Zürich oder Lausanne zum Preise von 1875 fr. statt.

In der letzten Zeit macht sich beim Publikum eine größere »Fluglust« bemerkbar. Die Benutzung der Kontinent-Luftverkehrstrecken durch Geschäftsleute ist bedeutend reger. Kürzlich wurden an einem Tage 30 Passagiere hin- und zurückbefördert, von denen die meisten sich in Geschäftsangelegenheiten nach dem Festland begaben.

Allgemein ist man der Ansicht, daß der Flugpreis von 10 Guineen nicht hoch ist, wenn man die Zeitersparnis in Betracht zieht.

Was die Zuverlässigkeit und Pünktlichkeit des Luftdienstes betrifft, so muß darauf hingewiesen werden, daß zwischen dem 31. Mai und 9. Juni die 88 vorgesehenen Flüge alle ohne Zwischenfälle, unter genauer Einhaltung der vorgeschriebenen Zeit ausgeführt wurden.

Außer dem regelmäßigen Luftverkehr können zu jeder Zeit Flugzeuge nach allen Richtungen gemietet werden. (»La Tribune de Genève«-Genf, 26. 6. 20, »The Times«, London, 14. 6. 1920.) ND. 27.

Wettbewerbe.

Preisausschreiben der Stiftung zur Förderung der Luftschiffahrt, Flugtechnik und Kraftfahrzeuge an der Technischen Hochschule Stuttgart. Von der Stiftung zur Förderung der Luftschiffahrt, Flugtechnik und Kraftfahrzeuge ist folgendes Preisausschreiben erlassen worden:

»Es sollen die Faktoren, welche die Rentabilität eines Luftverkehrsunternehmens mit Flugzeugen bedingen, aufgestellt und die Stärke ihres Einflusses auf das Ergebnis festgestellt werden. Auf Grund dieser Feststellungen sind die Zusammenhänge zwischen Rentabilität, Größe und Tragkraft der verwendeten Flugzeuge und Länge des Reisewegs zu erörtern. Die Untersuchungen sollen sich möglichst auf einiges statistisches Material stützen.«

Die Arbeiten, die in deutscher Sprache abgefaßt sein müssen, sind spätestens am 1. Januar 1922 an das Rektorat der Technischen Hochschule Stuttgart abzuliefern. Jede Arbeit ist mit einem Kennwort zu versehen und ihr ein Zettel mit dem Namen und dem Wohnort des Verfassers in versiegeltem Umschlag beizugeben, der als Aufschrift das gleiche Kennwort trägt.

Die Bewerbung ist nur an die Bedingung geknüpft, daß der Bewerber mindestens 2 Semester als ordentlicher oder außerordentlicher Studierender der Technischen Hochschule Stuttgart in der Abteilung für Maschineningenieurwesen einschließlich der Elektrotechnik angehört hat.

Das Preisgericht besteht aus sämtlichen Mitgliedern des Abteilungskollegiums. Den Preis in der Höhe von 2000 Mark erteilt das Preisgericht. Es ist, wenn die Arbeit den Anforderungen nicht voll entspricht, berechtigt, einen Teil des Preises als Anerkennung zu verleihen. Die mit einem Preise oder einer Anerkennung bedachte Arbeit ist von dem Verfasser binnen Jahresfrist zu veröffentlichen. (»Sonderbericht«.) ND. 27.

Amerika.

Columbien. Anfang April flog das erste Flugzeug, vorher durch den Erzbischof eingesegnet und »Cartagena« getauft, »unter den Klängen der columbianischen und französischen Nationalhymne« über der Stadt Cartagena.

Die Probeflüge, an denen sich viele Damen und Herren der ersten Gesellschaft beteiligten, fanden am 29. April ein jähes Ende: nach einigen Flügen versagte beim Abstieg der Motor. Der Führer, der französische Fliegerleutnant Joudanet, suchte den Fall zu verhindern (?); doch stürzte die »Cartagena« aus 50 m Höhe ab. Joudanet war tot, die Fluggäste schwer verletzt.

Seitdem hört man nur noch von der bevorstehenden Beförderung der Post durch Flugzeuge, auch werden Stimmen laut, für Columbien seien Luftschiffe geeigneter. Jedenfalls hat das Vorkommnis die Begeisterung für die Luftfahrt beträchtlich gedämpft. Auch die deutschen Fliegerunternehmungen, die ihre Tätigkeit auf Columbien auszudehnen beabsichtigen, werden hiermit rechnen müssen. Besonders ist zu berücksichtigen, daß die außerordentlich große Hitze in den tiefliegenden Teilen des Landes und der hohe Staubgehalt der Luft an der Küste besonders gut geschützte Motoren erfordern. (Sonderbericht.) ND. 26.

Major Blake kommt nach längeren Ausführungen über den **künftigen Flugzeugtyp** zu dem Schluß, daß das mittelgroße Flugzeug immer mehr in den Hintergrund treten wird. In Betracht kommt jetzt hauptsächlich das Transport-Großflugzeug und der kleine Sporttyp. Bisher gibt es in England 7 Großflugzeug-Typen, die 10 und mehr Reisende befördern können, nämlich: das Blackburn »Kangaroo«, das Bristol »Pullman«, die Handley Page-Typen (O 400, V 1500 und W 8) das Nieuport »London« und das Vickers »Vimy«-Flugzeug und unter den Flugbooten das Gosport »Fire Fighter« und das Phoenix »Cork«. Das größte ist der Handley Page V 1500 (4 Rolls-Royce-Motoren, 38 m Spannweite, Leergewicht 6,34 t, 160 km/h Höchstgeschwindigkeit).

Großflugzeuge im Bau: Phoenix »Pulex«-Flugboot (für 50 Reisende oder 6,6 t Fracht, mit Salon, Rauchzimmer, Küche und Schlafraum, ferner ein Riesenflugboot der Blackburn-Gesellschaft mit 33 t Tragfähigkeit; endlich baut eine Firma, die noch nicht genannt wird, einen Flugbootkoloß, dessen Schraube allein 10 m mißt.

Bekannteste Kleinflugzeuge: B. A. T. »Crow«-Flugzeug, Blackburn-Eindecker, Austin »Whippet«, Graham White-»Bantam«, Bristol »Babe«, Avro »Baby« u. a. Alle sind äußerst leicht gebaut und fassen in der Regel eine, höchstens 2 Personen. Ihre Leistung ist sehr gering, infolgedessen auch der Betriebstoffverbrauch. — Diese Kleinflugzeuge werden in Zukunft außer den sportlichen Zwecken, die sie erfüllen, auch für den Geschäftsreisenden von größter Bedeutung sein, besonders wenn ein Netz von Landeplätzen vorhanden ist. (»Modern Transport«, London, 5. 6. 20.) ND. 27.

Deutschland.

Bei der **Huth-Gesellschaft für Funkentelegraphie** werden nach nunmehr abgeschlossenen, erfolgreichen Versuchen Schreibempfangsapparate für drahtlose Telegraphie hergestellt. Diese Apparate haben in Verbindung mit einem gewöhnlichen Hörempfänger die Vorteile, ein höheres Tempo aufzunehmen, als es mit dem Ohr möglich ist, und das Aufgenommene schriftlich (in Morsezeichen) niederzulegen. Da der Apparat klein, handlich, von geringem Gewicht und leicht zu bedienen ist, eignet er sich in hervorragendem Maße auch für den funkentelegraphischen Empfang im Flugzeug. (Sonderbericht.)

Frankreich.

Die »Union pour la Sécurité en Aéroplane« stiftet 1920 100000 fr. für die Urheber neuer, gründlich durchgearbeiteter Vorschläge, die geeignet sind, die **Betriebsicherheit** von Luftfahrzeugen »schwerer als Luft« zu heben. Auskunft erteilt die »Union«, rue François Ier, 35. (»l'Auto«, Paris, 18. 6. 20.) ND. 26.

Holland.

Der **holländische Aero-Club** teilt mit, daß in den nicht zur Konvention gehörenden Staaten die bisher gültigen F. A. I.-Führerzeugnisse noch in Kraft sind. (Sonderbericht.) ND. 27.

Dir drahtlose Verbindung Soesterberg—englisches Luftministerium wurde nach langen Formalitäten am 15. Mai 1920 geprüft und zwei Tage später beim Beginn des Luftverkehrs England-Holland eröffnet und von der Königlichen Luftfahrt-Maatschapy betrieben. 9 Uhr 30, 10 Uhr 12 und 11 Uhr 10 sendet Soesterberg Wettermeldungen des Königl. Niederländischen Meteorologischen Instituts in de Bilt. Außerdem werden mit der Station des Luftministeriums Nachrichten über Abfahrt usw. der Flugzeuge ausgetauscht. Privattelegramme werden nicht befördert. Die englischen Meldungen für Schiphol werden drahtlos weitergegeben und umgekehrt.

Man will im Anschluß an die englisch-französisch-belgische Organisation den drahtlosen Sonderdienst für den Luftverkehr weiter ausbauen. (»Het Vliegveld«, 5. 6. 1920, S. 207.) ND. 26.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstoffkunde. Hexamethylen als Brennstoff läßt sich aus Benzol (C_6H_6) durch Anlagern von Wasserstoff mit Nickel als Katalysator, am besten bei 180° C, darstellen: C_6H_{12}; es zerfällt bei 300° in Methan und Kohlenstoff. Bereits Spuren von Schwefelverbindungen »vergiften« die katalytische Wirkung und verringern die Ausbeute. Die Dichte ist so groß wie bei Benzol, der Wärmeinhalt höher. Bei Versuchen mit dem Liberty hat sich C_6H_{12} als der beste Brennstoff erwiesen. — Aeronautics, Bd. 18, 15. April 1920, S. 317 (½ Sp., o. Abb.). E. **2701.**

Fallschirm. Der Flugzeugfallschirm Valère-Lecomte steht zum Zweck des Öffnens nicht mit dem Flugzeug in Verbindung, sondern wird durch einen kleinen Hilfsfallschirm aufgezogen, den der Benutzer freizugeben hat. Der Fallschirm, aus wasserdichter Seide, wird auf dem Rücken getragen. Sein unterer Rand ist zum Verlangsamen des Öffnens umgeschlagen und mit radialen Bambusstäben versehen, so daß die Luft eindringen kann.

Bei Probeabsprüngen mit einem Schirm von 6,90 m Dmr. aus einem Fesselballon in 200 m Höhe mit 70 kg ergab sich eine größte Zugkraft von 372 kg und ebenso wie beim Absprung aus einem Breguet in 150 m Höhe mit 80 kg Last gute Wirkung. — L. P. Frantzen, Avia, Bd. 8, 15. Mai 1920, S. 82/83 (2 Sp., o. Abb.). (Hierzu bemerkt die Schriftleitung): Dagegen bestehen zwei Bedenken: 1. Wer zum ersten Male abspringt, könnte vor Verwirrung die Abziehvorrichtung loszulassen vergessen. 2. Die Insassen eines Verkehrsflugzeugs werden abgeschreckt, wenn man ihnen einen Rettungsfallschirm auf den Rücken bindet. E. **2702.**

Fesselballon. Bei der Aufhängung von Fesselballonen müssen die Schwerkraft, der statische und dynamische Auftrieb, Luftwiderstand und Seilzug im Gleichgewicht sein. Der statische Auftriebsmittelpunkt liegt weiter vorn, der dynamische weiter hinten. Durch Kanalversuche stellt man Auftrieb, Widerstand und Druckpunkt des Ballonkörpers fest. Das Halteseil, das die Richtung der Resultierenden aller Kräfte annimmt, muß an einer Stelle befestigt werden, an der sich die Momente aller Kräfte ausgleichen. Stabilität bei böigem Wetter wird durch zwei wagrechte und eine lotrechte Dampfungsflosse am hinteren Ende erzielt. Ohne diese Flossen gestalten sich die Verhältnisse sehr ungünstig. Ähnliche Beziehungen treten beim Verankern von Luftschiffen auf. Für Starrluftschiffe hat sich die Befestigung der Spitze an einem Mast sehr bewährt. Die einzige Gefahr bei starken Stürmen ist, daß der Mast abbricht. (Bei der ganzen Betrachtung ist der Luftwiderstand des Ballonkorbes usw. außer acht gelassen.) — P. H. Sumner, Flight, Bd. 12, 10. Juni 1920, S. 619/622 (6⅔ Sp., 10 Abb.), auch Aeronautics, Bd. 18, 15. April 1920, S. 313 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **2703.**

Fliegerausrüstung. Der selbsttätige Atmungsapparat besteht aus einem Reduzierventil, das, durch Membrane und Federn gesteuert, den Zustrom der eintretenden Luft mit Hebeln regelt, einer großen Barometerdose, die von einer bestimmten einzustellenden Höhe ab mehr und mehr Sauerstoff dem Atmungsgerät zuführt, ein oder zwei Sauerstoffflaschen, die in zwei verschiedenen Größen (187 bzw. 540 l) und für 175/180 at vorrätig sind, sowie einer Atmungsmaske. Das Gerät soll unter Wasser auf Dichtigkeit geprüft, die Sauerstoffflaschen hinter den Insassen, entfernt von den Benzinbehältern, angebracht werden. Es wird empfohlen, die Maske schon beim Abfliegen anzulegen. — La Suisse Aérienne, Bd. 2, Mai 1920, S. 134/135 (4 Sp., 1 Schnittzeichnung, 1 Einbauschema, 1 Lichtbild). E. **2704.**

Fesseldrachen. Die Schwebegondeln zu Aufstiegen mit Gespannen von »Fesseldrachen«. Man bedarf einer Anzahl Drachen je nach Windgeschwindigkeit, einer fahrbaren Winde, eines Haltkabels und einer besonderen Gondel, die auf dem Kabel läuft und nach Gutdünken des Beobachters beim Auf- und Abstieg gebremst werden kann. Diese Gondel muß auf Seilen von 65° Neigung gegen die Wagerechte sicher abrollen können, also den Fall von 150 kg bremsen. Es gibt 3 Arten: »Stühlchen« für schwache und mittlere Winde, unstarre und starre Gondeln, letztere vor allem für große Höhen und starke Winde, am besten mit Fallschirm versehen. — L. P. Frantzen, L'Air, 5. Juni 1920 (3 Sp., 16 Abb.). E. **2802.**

Fliegergesundheit. Die großen Höhen und der menschliche Organismus. Nach Tier- und Menschenversuchen von Bert werden große Höhen leichter ohne Arbeitsleistung ertragen, im Einklang mit den Erfahrungen der Bergsteiger und Luftfahrer. Als Grund für die Bergkrankheit wird Sauerstoffverarmung des Blutes angenommen. Dagegen hat die italienische Schule (Mosso) den Mangel an Kohlensäure im Blute, die auf die Atmungs- und Herznervenzentren einwirkt, als Grund der Höhenkrankheit erwiesen; Agazotti konnte einen Unterdruck entsprechend 14,85 km aushalten, wenn er ein Gemisch von 13 vH Kohlensäure und 67 vH Sauerstoff einatmete. Auch soll mit der Höhe die Zahl der Blutkörperchen nach einigen Stunden zunehmen (Gaule). In Wirklichkeit haben wohl beide Ansichten recht, die französische unter, die italienische über 9 km. — Guglielminetti, La Suisse Aérienne, Bd. 2, Mai 1920, S. 130/133 (6 Sp., 3 Lichtbilder). E. **2705.**

Flugbootberechnung. Angaben über Flugbootkörper. 1. Die Form des Bootkörpers muß zahlreichen Anforderungen gerecht werden. Große Wasserverdrängung, leichtes Abkommen vom Wasser beim Start, geringer Luftwiderstand und kleines Gewicht stehen im Vordergrund. Beim Entwurf neuer Boote kann man das Gewicht des leeren Körpers durch eine Annäherungsformel leicht bestimmen. Man multipliziert das Mittel aus Länge über alles und Länge bis zur ersten Stufe mit dem Mittel aus Breite und Tiefe (alles in m) mit der Dicke der Außenhaut in mm und einer Konstanten 6,68. Die Erfahrung zeigte, daß die von verschiedenen Firmen nach derselben Zeichnung gebauten Muster sehr verschiedene Gewichte hatten. (Dies kann außer an der Werkstattarbeit auch an dem verschiedenen spezifischen Gewicht des benutzten Bauholzes liegen. Es wurde etwa ⅔ des Gewichtes Mahagoni und ⅓ Spruce verwandt. An den vorhandenen Zeichnungen geschätzt. In Deutschland müßte man das veränderte spezifische Gewicht berücksichtigen. Der Ber.) Die Hauptabmessungen der Hülle sollten sich mit der dritten Wurzel aus dem Gewicht ändern.

2. Die Breite B des Spantes an der ersten Stufe ist sehr wichtig. Man kann sie aus der Erfahrungsformel $B = \frac{0{,}0363}{\cos^2 2\alpha}\left(\frac{G^2}{N}\right)^{0{,}37}$ errechnen. G = Gewicht in kg; N = Motorleistung. α = der Winkel, den der Boden mit der wagrechten Querachse bildet. Diese Formel

Abmessungen von Rümpfen ausgeführter Flugboote I.

Nummer	Motorleistung	Abmessungen des leeren Bootkörpers										Flugzeuggewicht
		Länge, gemessen	Länge aus Formel	Breite	Tiefe	Abmessungen der Außenhaut			Gewicht des Bootkörpers	Gewicht je m² Haut	Gesamtverdrängung	
						Fläche	Dicke	Material				
	PS	m	m	m	m	m²	mm		kg	kg	t	t
1	2 × 90	9,8	10,7	1,24	1,75	25,4	8,0	Spruce	—	—	11,0	2,49
2	2 × 100	7,3	8,7	1,29	0,94	18,6	7,0	Zeder	—	—	—	1,35
3	1 × 100	8,0	8,0	1,06	0,99	18,1	—	und	208	11,5	4,14	1,02
4	2 × 375	17,0	16,8	2,13	3,35	107,8	4,4	Mahagoni	1350	12,5	51,2	9,53
5	2 × 360	13,7	14,3	1,52	3,04	—	—	—	800	—	25,7	5,90
6	1 × 200	13,7	14,4	1,52	3,04	—	—	—	818	—	—	6,08
7	1 × 200	9,1	9,6	1,11	1,06	23,4	3,2	Mahagoni [1])	200	8,5	—	1,56
8	1 × 230	7,3	8,1	9,12	1,03	15,9	2,4	,,	95	6,0	3,32	1,07
9	2 × 360	8,5	10,1	1,06	1,43	25,8	4,8	,,	293	9,3	—	2,08
10	2 × 360	13,7	13,7	1,43	1,82	56,5	5,6	,, [1])	633	10,4	21,7	5,26
11	2 × 360	13,7	13,9	1,43	1,82	60,6	5,6	,, [1])	633	10,4	21,7	5,44
12	1875	18,2	17,5	3,30	—	—	—	—	1410	—	—	10,90
13	4 × 600	19,5	19,0	2,58	2,81	113,0	—	—	1350	10,3	—	14,50

[1]) In dem Sperrholz einmal Stoff eingelagert.

Abmessungen von Rümpfen ausgeführter Flugboote II.

Nummer	Abstand des Schwerpunkts von der Stufenkante	Abmessungen des Gleitbodens			»Auftriebsbeiwert« = $\cos^2 \alpha$	Spantbreite aus Formel	Bemerkungen
		Länge	Ausgef. Breite	Flächengröße			
	m	m	m	m²		m	
1	0,23 v.	3,45	2,43	11,3	0,925	1,88	Breite viel zu groß, sehr schweres Abwassern
2	0,068 v.	3,80	1,06	—	0,950	1,10	Breite annähernd richtig, kein gutes Abwassern
3	0,24 v.	2,84	0,99	—	1,000	1,12	Breite zu gering, schwieriges Abwassern
4	0,20 v.	7,30	4,26	18,7	0,975	2,84	Breite viel zu groß, schwieriges Abwassern
5	1,01 v.	9,12	2,66	—	0,883	2,23	Breite zu groß
6	—	9,12	2,66	—	0,883	2,18	Breite zu groß
7	0,35 v.	4,11	1,22	5,5	0,938	1,26	Breite ein wenig zu klein
8	—	2,89	1,22	3,5	0,840	1,07	Breite zu groß, ein gutes Abwassern
9	0,49 h.	3,80	1,52	—	0,912	1,51	Breite richtig, sehr gutes Abwassern
10	—	6,15	2,28	22,2	0,885	2,04	Breite zu groß
11	—	6,15	2,28	22,2	0,885	2,10	Breite zu groß
12	1,44 v.	8,30	3,50	—	0,812	2,69	Breite zu groß, sehr gutes Abwassern
13	—	15,23	2,89	—	0,790	3,11	Breite zu klein, im Modellversuch günstig

[1]) Der Zeiger v. bedeutet Schwerpunkt vor, h. hinter der Stufe.

ist aus den Abmessungen von zahlreichen bewährten Bauarten abgeleitet und hat sich schon längere Zeit bestätigt.

3. Die Länge kann man beim Entwurf in m gleich 0,7925 mal dritte Wurzel aus dem Gewicht in kg wählen.

4. Entwurf. Zuerst wird das Höchstgewicht, das durch kein Überladen überschritten werden darf, bestimmt, ferner Motorstärke und Abfluggeschwindigkeit. Angenommen, das Gewicht sei 5,26 t, die Abfluggeschwindigkeit 90 bis 100 km/h und die Maschinenleistung gleich 720 PS. Die Länge ergibt sich nach 3 zu 13,8 m. Der Boden habe 20° V-Form. Nach 2 muß dann der Spant 2,28 m breit sein. Die Breite des Rumpfes ist vorteilhaft $^1/_8$ der Länge, die Tiefe gleich $^8/_7$ bis $^9/_8$ der Länge. Die Hauptstufe muß mindestens 76 mm tief sein und in der Nähe des Schwerpunktes liegen. Den Winkel zwischen dem Kiel des Gleitbodens mit der Wagrechten nimmt man 1,5° zu groß. Die Form des Bootes am besten die des P 5. Sie hat sich in der Praxis und im Modellversuch am besten bewährt. Die zweite Stufe wird $^1/_4$ der Hauptstufe breit gemacht und 0,44 mal so tief. Die Tangente vom Kiel der vorderen Stufe bis zum Kiel der hinteren bekommt einen Winkel von 5 bis 6° zur Wagrechten. (Diese Abmessungen der zweiten Stufe können auch anders gewählt werden, das letztere gibt nur das wieder, was der Verfasser bei seinen Bauten zugrunde gelegt hat.) Bei abnormen Entwürfen kann man das Bootsgewicht gleich $^1/_{10}$ des Gesamtgewichtes annehmen.

5. Schleppversuche im Kanal sollten stets gemacht werden. Im großen kommt noch der Wellenschlag hinzu, dessen Einfluß nur durch die Erfahrung festgelegt werden kann.

6. Windkanalversuche sind auch von großem Vorteil. Der Widerstandsbeiwert für P 5 nimmt mit steigender Geschwindigkeit von 3,56 bei 6 m/s auf 3,21 bei 24 m/s ab. Die Bezugsfläche ist gleich dem größten Querschnitt des Bootes.

7. Festigkeitsversuche ergaben bei normal belastetem, vorn und hinten gestütztem Boot Durchbiegungen von 6,2 mm und Vergrößerungen der Breite um 12,5 mm. — Linton Hope, Flight, Bd. 12, 20., 27. Mai und 3. Juni 1920, S. 546, 569 u. 590 (23 Sp., 5 Zahlentafeln, 24 Abb.). Hn. **2709.**

Flugzeugbau. Metallflugzeuge gleicher Festigkeit wie hölzerne sind leichter als diese. Holz ist den Witterungseinflüssen unterworfen und nicht so gleichmäßig wie Metall. Daher kann man bei dem letzteren einen niedrigeren Sicherheitsgrad anwenden. Der Quotient aus Zugfestigkeit und spezifischem Gewicht ist bei Nickelstahl größer als bei Holz. Aluminiumlegierungen bieten noch größere Vorteile. Metallbespannung der Tragflügel wiegt 0,5 kg/m². (Baumwollstoff wiegt 0,10 bis 0,13 kg/m². Der Ber.) Infolge der größeren Festigkeit kann man Rippen sparen und erhält leichtere Tragdecken. Alle Beschläge werden einfacher. Sogar veränderliche Tragflügel mit »teleskopischer Bespannung« können aus Metall gebaut werden. — E. Garuffa, L'Industria, 31. Dezember 1919 (11½ Sp., 5 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 22. Juni 1920, S. 539, S 1109. Hn. **2803.**

Flugzeugberechnung. Eine Näherungslösung für querbelastete Streben rührt von Professor Perry her: Das größte Biegemoment des gleichzeitig geknickten und gleichmäßig querbelasteten Stabes ist gleich dem Biegemoment des lediglich von Querkräften beanspruchten Stabes geteilt durch eine Zahl. Diese erhält man, wenn man die reziproke Knicksicherheit (für alleinige Längsbelastung) von 1 abzieht. (Also Vianellos Formel!) Eine ganz ähnliche Formel folgt aus einer anderen Näherungsbetrachtung, nur ist darin die reziproke Knicksicherheit mit 1,03 multipliziert. Setzt man statt dessen einen anderen passenden Beiwert, so lassen sich auch andere Belastungsfälle, insbesondere gelenkige Lagerung und feste Einspannung mit einer einzigen Querkraft in der Mitte, gelenkig gelagerte mit gleichbleibendem Biegemoment und eingespannte mit gleichförmiger Querlast nach Vergleich mit genauen Formeln von Morley mit guter Annäherung wiedergeben. Für zwei symmetrische Querlasten am gelenkig gelagerten Druckstab ergibt eine längere Ableitung die genaue Formel; die Näherungsgleichung stimmt für kleine Abstände der Lasten noch besser als für eine mittlere Last. Dieser Fall ist bei Strebenprüfungen oft verwirklicht. Auch bei unregelmäßiger Belastung gibt die allgemeine Gleichung wenigstens Nährungswerte, jedoch nur für kleine Knicksicherheit. — A. J. Sutton Pippard, Aircraft, Engineering, Bd. 1, Mai 1920, S. 149/151 (7 Sp., o. Abb., 6 Zahlentafeln mit Vergleichsberechnungen). E. **2711.**

Flugzeugberechnung. Die Leistung am fliegenden Flugzeug wird zerlegt in: Steigleistung, Beschleunigungsleistung senkrecht nach unten, d. h. diejenige Leistung, die erforderlich ist, um in der Zeiteinheit soviel Luft abwärts zu beschleunigen, daß der Auftrieb *P* entsteht, und in den Restverlust durch Reibung usw. Für einen 12 m breiten, 1 t schweren, 25 m/s schnellen, 110 PS starken Eindecker mit einem Schraubenwirkungsgrad von 0,75 folgt ein Verlust von 41 vH der Gesamtleistung durch schädliche Widerstände, schlechte Form usw. (allgemeinverständlich). — Borck, Automobil- und Flugverkehr, Bd. 2, Mai 1920, S. 509/510 (2¼ Sp., o. Abb.). Hn. **2712.**

Flugzeugberechnung. Der große Schritt vorwärts in der Flugtechnik? Handley Pages geheimnisvolle Andeutungen in einem Vortrag in London. Danach gelang seiner technischen Abteilung eine umwälzende Entdeckung einer neuen Flügelbauart, mit der es möglich ist, einen 25 PS-Zweisitzer von 160 km/h Geschwindigkeit zu bauen. Ein Mitarbeiter des »Aeroplane« ist mit einem Flugzeug gewöhnlicher Größe, das mit den neuen Flügeln versehen war, geflogen, konnte jedoch nur den kurzen Anlauf und das rasche Steigen feststellen. Inzwischen hat Handley Page mitgeteilt, daß die halbe Flügelfläche genüge.

Aber allein das Vortreiben des Rumpfes, abgesehen vom Flügelwiderstand, braucht 15 PS, bei einem Wirkungsgrad von 80 vH stehen also nur 8 PS für das Schweben zur Verfügung, also nicht ganz 15 kg Tragkraft. Für ein Flugzeug von 450 kg müßte die Gleitzahl also 1:30 sein! Nordenswan hat bei einem freitragenden Flügel 1:20 erreicht, was für »gewöhnliche« Flügel nicht übertroffen werden kann. Als Grund der Verbesserung um 50 vH könnte man nach deutschen Untersuchungen (offenbar ist Prandtl gemeint) etwa senkrechte Wände an den Flügelenden vermuten (vgl. die Gleitzahl des unendlich langen Flügels, **1:50.** Der Ber.) Unerklärlich bleibt immerhin der rasche Anlauf. Vielleicht beziehen sich Handley Pages Angaben auf einige km Höhe. Dann ist die Sache mit dem oben genannten freitragenden Flügel und einem Höhenmotor möglich. — G. V. Nordenswan. Svensk Motortidning, Bd. 15, 15. Mai 1920, S. 307 (1 Sp., o. Abb.). E. **2714.**

Flugzeugbeschreibung. Deutsche Torpedoflugzeuge. Gotha WD 11 mit zwei 160 PS-Mercedes, Torpedo unter dem Rumpf in einer Mulde. WD 14 hatte zwei 200 PS-Benz, Beobachter neben dem Führer, zwei Seitensteuerhebel, Steuersäule schwenkbar zwecks Ablösung des Führers, Fläche 132 m², Höchstgeschwindigkeit 125 km/h, Nutzlast 1,18 t, Gesamtgewicht 4,95 t.

Friedrichshafen 41 A mit zwei 150 PS-Benz auf den Oberflügeln. Gesamtgewicht 3,67 t, Nutzlast 1,37 t bei 5 h Flugdauer, Geschwindigkeit 125 km/h. Die Torpedoflugzeuge waren während des Krieges erfolgreich. — Werner von Langsdorff, Schiffbau, Bd. 21, 30. Juni 1920, S. 873/874 (3 Sp., o. Abb.). E. **2806.**

Flugzeugbeschreibung. Das Sablatnig-Verkehrs-Flugzeug. Die Limusine entwickelte sich aus dem Nachtflugzeug mit 180 PS-Argus und 120 km/h Geschwindigkeit, der zwölf 12 kg- und sechs 50 kg-Bomben trug. Statt dessen wurde ein 200 PS-Benz, eine Kabine für vier Reisende, dahinter Sitze für Führer und Beobachter eingebaut. Gitterrumpf mit Sperrholzbeplankung, Motor teilweise mit Blech verkleidet. Die Beine der vorderen Inassen reichen unter den Motor. Linke Verdeckhälfte aufklappbar, Einstieg über dem Unterflügel. Innen weißes Furnier, Zellenfenster, im Fluge geschlossen. Furnier-Kielflosse, Seitenruder ausgeglichen, Höhenruder geteilt, nicht ausgeglichen, Höhenflosse trapezförmig, durch vier Streben versteift. Querruderausgleich durch besondere Klappen über den Oberflügeln. Benzinbehälter flügelförmig verkleidet über der Fahrgestellachse. Die Anordnung der Sitze dicht hinter dem Motor ist für die Fluggäste gefährlich, anderseits ist es vorteilhaft, wenn der Führer dicht hinter seinem Motor sitzt.

Betriebstoffe 0,32 t, Ladung 0,77 t, Leergewicht 1,34 t, Benzinverbrauch 75 l/h, Geschwindigkeit 120 bis 140 km/h. Lieferpreis etwa 120000 M. — Werner von Langsdorff, Der Motorwagen, Bd. 23, 30. Juni 1920, S. 326/327 (3 Sp., 3 Lichtbilder des Doppeldeckers). Über den neueren Eindecker P 3 vgl. Luru S. 116. E. **2807.**

Flugzeugbeschreibung. Das Aeromarine-Schiffsflugzeug gewährt Führer und Beobachter gute Sicht. 300 PS-Hispano-Motor bei 1800 U/min. Der Brennstoffbehälter faßt 258 l Benzin, Länge 9,1 m. Spannweite oben 11,2, unten 11,1 m, Fläche 36 m², Leergewicht 0,79 t, Nutzlast 0,44 t (36 vH), Geschwindigkeits-Spanne 79/167 km/h, Flächenbelastung 34,2 kg/m², Leistungsbelastung 4,1 kg/PS, Steigzeit auf 1,5 km 10 min. — Aircraft Journal, 17. April 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 8. Juni 1920, S. 497. Hn. **2718.**

Flugzeugbeschreibung. Über das Verziehen von Luftschrauben wurden in der amerikanischen Armee- und Marineversuchsanstalt Versuche gemacht. Das Ergebnis war: Es dürfen die Luftschrauben nur in dem Klima verwendet werden, in dem sie hergestellt sind. Bei dem Überseetransport während des Krieges litten die amerikanischen Fabrikate derart, daß sie von der Front als unverwendbar abgewiesen wurden. Die Art der Behandlung und die Auswahl der Bauhölzer hat geringeren Einfluß auf die Haltbarkeit als Unterschiede in der Feuchtigkeit und Temperatur des Klimas der Fabrik und des Verbrauchers. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 3. Mai 1920, S. 259. Hn. **2719.**

Flugzeugbeschreibung. Der Cootie-Sporteindecker soll vor allem billig sein. Profil U.S.A. 4. Sperrholzrumpf. Knüppelsteuer. Keine Querruder, sondern Flächenverwindung! Das Höhenruder wird durch Stahlrohre betätigt. Spannweite 6,1 m. Länge 4,9 m. Flügeltiefe 1,22 m. Flächengröße 7,8 m². Der 30 PS Marble-Zweizylindermotor wiegt mit Luftschraube von 1,83 m (1450 U/min) 58 kg (1,93 kg/PS). Geschwindigkeitsbereich 56/105 kmh. Steigzeit bis 1,2 km Höhe 10 min. Gesamtgewicht 268 kg. Nutzlast 91 kg (34 vH). Flächenbelastung 34 kg/m². Leistungsbelastung 8,9 kg/PS. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 3. Mai 1920, S. 251 (1½ Sp., 1 Abb.). Hn. **2720.**

Flugzeugbeschreibung. Das Orenco-Turenflugzeug mit 150PS-Hispano für vier Personen hat das Profil RAF 15 (Abmessungen siehe Luru S. 149). Die Gurte der Flügelrippen sind Spruce, der Steg Linde, die halbkreisförmige Stirnleiste und die L-Holme Spruce. Die Innenverspannung hat von hinten innen nach vorn außen je zwei, sonst nur einen Draht von 2,5 mm ϕ. In der Hinterkante Stahlrohr, mit den Rippen durch Kupferblechstreifen verbunden. Die Flügelenden haben gesperrte Spruceleisten. Mahagoni-Sperrholz verbindet die Stirnleiste mit dem Vorderholm; überall Messingnägel. Schutzanstriche mit Firnis. Metallbeschläge und Drähte sind emailliert. Bespannung: Irisches Leinen bester Qualität. 3 Lackanstriche, darüber Firnis und die gewünschte Farbe.

Die Stiele jeder Verspannungsebene sind untereinander vertauschbar. Das innere Paar ist 2,28 m von der Mitte, das äußere von diesem 2,43 m entfernt. Kragende 1,09 m. Stieldicke 33 mm. Der Holmbeschlag besteht in der Hauptsache aus einer Metallplatte, an der die Spannseile ansetzen, gehalten durch einen den Holm durchbohrenden Bolzen, der oben in einem Auge den Stiel trägt. Die Holzstiele haben Stahlblechschuhe. Tragseile doppelt. Alle mit 4 mm ϕ. Der Baldachin hat je drei Streben ohne Verspannung. Vier Stirnseile von den beiden Enden des vorderen Innenstieles zum Rumpfvorderteil.

Länge des Bootes vom Kühler bis zum Hintersteven 6,5 m. Größter Querschnitt 1,15 × 1,15 m. Längsholme vor dem Führersitz 32 × 32 mm Esche, hinten auf 22 × 22 mm verjüngte Spruce. Streben, ebenfalls aus Spruce, mit Klavierdrähten verspannt. Am Motor Aluminiumblech mit zahlreichen Öffnungen, befestigt durch leicht lösbare Schrauben, die ein Draht sichert. Der erste Spant ist aus Stahlblech. Die Motorträger bestehen aus gesperrter Esche, außer durch den vorderen noch durch zwei weitere Furnierholzspanten gehalten.

Zwei Reisende, vorn nebeneinander. Der Sitz über dem Benzinbehälter wird nicht von diesem getragen. Ein durchlaufendes Aluminiumblech schließt den Motorraum ab. Inneneinrichtung des Führersitzes in Sperrholz aus Mahagoni — Spruce-Mahagoni. Zellhorn-Windschutz in Aluminiumrahmen. Hinten ebenfalls zwei Sitze nebeneinander mit Doppelsteuer. Auf dem Instrumentenbrett Drehzähler für 2000 U/min, Höhen- und Öldruckmesser, Achttage-Borduhr, Kühlwasserfernthermometer und Anlasser. Das Anlassen geschieht wie bei deutschen Motoren. Alle Instrumente haben Radiumleuchtzifferblätter. 2 Steuersäulen aus Vierkantstahlrohr. 2 Fußhebel, jeder einzeln unmittelbar mit dem Seitensteuer durch Kabel verbunden. Gasdrossel in der Mitte. Höhengashebel rechts.

Spurweite im Fahrgestell 1,67 m. Räder 660 × 100 mm. Achse 30 mm ϕ und 2,4 mm Wandstärke. Streben aus Spruce, 1,64 m lang und 38 mm dick in Stromlinienform. Doppelte Seile zwischen den vorderen Stielen. Befestigung am Rumpf durch Blechbeschläge. 2 Hülfachsen. Seitenflosse und -ruder aus Stahlrohr. Rippen ebenfalls Stahl am Rahmen verschweißt. Höhe des Seitenruders 0,84 m; Länge 1 m. Die Höhenflosse ist mit ½° Einstellwinkel an dem oberen Rumpfholm durch Bolzen verbunden. Seine größte Spannweite 2 m. Abstützung durch Stahlrohre nach unten.

Zum Einbau gelangt ein Wright-Martin-Hispano-Suiza-Achtzylinder-V-Motor mit 150 PS bei 1450 U/min in Bodennähe. Bohrung und Hub 130 mm. Rauminhalt 139 cm³. Gewicht vollständig mit Luftschraubennabe und Bolzen 204 kg (1,36 kg/PS). Der Zenith-vergaser Bauart 48 DC ist für einen Flug in 0,9 km Höhe eingeregelt. Über 3 km Höhe wird Höhengas gegeben.

Benzinverbrauch 2,27 kg/h. Im Hauptbehälter 102 l, im Fallbehälter 30 l. 15 l Öl wird mitgenommen. Eine Flügelradpumpe befördert das Benzin durch ein Schauglas zum Vergaser. Die Luftschraube ist aus Nußbaumholz. In den späteren Bauarten soll ein 200 PS-Liberty eingebaut werden, um in Fällen der Gefahr einen größeren Kraftüberschuß zu haben. (Weitere Zahlenangaben siehe 1913.) — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 3. Mai 1920, S. 253/256 (8 Sp., 10 Abb.). Wörtlich dasselbe in Flight, Bd. 12, 17. Juni 1920, S. 644 bis 648 (9 Sp., 10 Abb.). Hn. **2721.**

Flugzeugbeschreibung. Die Bristol-Flugzeuge. Die älteren sind der »Bristol Scout«, mehrfach umgebaut, z. B. Typ D mit 80 PS-Le Rhone bzw. 110 PS-Clerget, und Typ F mit 200 PS-Sunbeam-»Arab« oder Cosmos-»MerCury«, Stiel am Mitteldeck und außen; der »BristolMonoplane« mit dickem Profil mit 110 PS-Le Rhone; der »Bristol Fighter« mit 260 PS-Rolls Royce-»Falcon«, 200 km/h Geschwindigkeit. Ein Verkehrsflugzeug ist das »Bristol Coupé« für einen Reisenden und Post mit 206 km/h. Für die Tropen dient der Ganz-Metall-Doppeldecker, der trotz seiner größeren Fläche (45 statt 40 m²) leichter ist als der Fighter, leer 0,76 gegen 0,79 t, insgesamt beide 1,26 t, Flächenbelastung 28 gegen 33 kg/m². Motor 170 PS-Hispano, also Leistungsbelastung 8 gegen 5 kg/PS. Der Dreidecker »Braemar« (vgl. S. 14) mit vier 410 PS-Liberty sollte ein rasches Bombenflugzeug mit großer Nutzlast und Flugweite bei guter Belastung sein. Am Bug ein Maschinengewehr, ²/₃ von hinten zwei weitere nach oben bzw. unten. Die Motoren stehen auf dem Mittelflügel und treiben zwei Zug- und zwei Druckschrauben. Betriebstoff: 2000 l Benzin, 180 l Öl und 135 l Wasser, für 5 h; zwei Flieger 0,16 t, bleiben für Ladung 1,30 t. Gesamtgewicht 8 t, daher Flächenbelastung 42 kg/m². Leistungsbelastung »normal« unter 5 kg/PS. Geschwindigkeit 200 km/h. Steigzeit bis 3 km kaum 13 min. — Jongbloed, Het Vliegveld, Bd. 4, 19. Juni 1920, S. 220/223 (7 Sp., 6 Lichtbilder der Flugzeuge). E. **2808.**

Flugzeugbeschreibung. Der Boulton- und Paul-Doppeldecker P 10 ist ganz aus Stahl gebaut. Die Holme bestehen aus vier Bändern, die Gurte sind gewölbt, die Kanten der Bänder umgebogen und vernietet, die Stege in der Mitte zusammengebogen. Die stromlinienförmigen Flügelstiele greifen an den Innenstielen an, die ihrerseits mit flachen Verstärkungsplatten an den Holmen sitzen. Luftgekühlter Dreizylinder 100 PS-Cosmos-Lucifer Sternmotor. Rumpfvorderteil zum Herausklappen. Länge 7,92 m, Spannweite 9,14 m, Höhe 3,66 m, Fläche 30 m², Gesamtgewicht 771 kg, Leergewicht 500 kg, Flächenbelastung 26 kg/m², Leistungsbelastung 7,7 kg/PS. Flugdauer 5 h, 2 Sitzplätze, doppelte Steuerung. — Avia, Bd. 8, 15. Mai 1920, S. 77/78 (3 Sp., 4 Lichtbilder des Gefüges). E. **2722.**

Flugzeugbeschreibung. Der 300 PS-Borel-Einsitzer-Doppelsitzer von 1920, gekennzeichnet durch seine sehr große Gipfelhöhe und Steuerbarkeit; 3,5fache Sicherheit gegen Oberdruck, 7fache gegen Druck von unten. Gewicht 1,32 t; Hispano-Motor, Fläche 41 m², Flächenbelastung 39,8 kg/m², Leistungsbelastung 33 kg/m², Spannweite 11,4 m, Länge 7,1 m, Höhe 2,6 m, Flügeltiefe 1,6 m, Höhenruder 1,5 m². Höhenflosse 1,8 m², Seitenruder 0,9 m², Kielflosse 0,5 m². Die Oberflügel, je 5,1 × 1,6 m, sind am Mittelstück durch Zugbolzen befestigt, die Unterflügel ebenso am Rumpf. Stützwerk mit zwei Feldern, Profildrähte 5,7 und 9 mm mit Knochengelenken. Im Unterflügel keine, im Oberflügel 2° V-Form, Einstell-

winkel 1,5°. Das Metall-Mittelstück enthält den Wasserbehälter. Querruder am Unterflügel, betätigt durch Aluminiumrohr, am äußeren Ende ausgeglichen; alle Steuerleitungen doppelt. Sitz in der Höhe verstellbar, ebenso der Steuergriff, der vom Kühlwasser erwärmt wird. Sicht wie bei Jagdflugzeugen; Oberflügel in Augenhöhe des Führers, der Kühler versperrt die Sicht nicht, der Beobachter kann seine Maschinengewehre nach vorn richten. Der Motor ist sicher gelagert und rasch auszubauen, die Haube im ganzen abnehmbar, ein »Odier«-Anlasser ist vorgesehen, Vergaser, Magnete, Anlasser und Zündkerzen sind durch große Klappen zugänglich. Der Rumpf, ebenso wie das Leitwerk mit 5,5 facher Sicherheit gebaut, besteht aus 4 Eschen- und Spruce-Holme mit Querstäben von Spruce und Auskreuzungen von Klaviersaitendraht 20/10, 25/10, 30/10; Leitwerk ganz von Holz; der Sporn ist nach allen Seiten drehbar gelagert. Die Lamblin-Kühler sitzen leicht abnehmbar zwischen den Tragstreben des Fahrgestells, in den Wasserumlauf ist ein Filter eingeschaltet, alle Hähne liegen in Reichweite des Führers.

Zwei feste, ein oder zwei drehbare Maschinengewehre; eine oder zwei Bildkammern können hinter dem Führersitz eingebaut werden; die Fallschirme liegen in einem Behälter hinter dem Beobachter. Bei Verwendung als Einsitzer werden alle Maschinengewehre nach vorn eingerichtet und vom Führer bedient.

Flugleistungen: Wagrechter Flug in Bodennähe bzw. 2 und 4 km hoch: 242 bzw. 237 bzw. 230 km/h Geschwindigkeit, Aufstieg bis 2 bzw. 4 km (0,5 t Nutzlast) in 6 min 29 s bzw. 15 min (noch zu verbessern), Rechnungsgipfelhöhe 7,5 km. — L'Air, 20. Juni 1920 (3 Sp., 3 kleine Lichtbilder, 2 Zahlentafel). E. **2723.**

Flugzeugteile. Festigkeit von Streben. Fortschritt in Theorie und Praxis während des Krieges. (Fortsetzung zu S. 181, 2214.) Für ganz kurze Streben gibt die Eulersche Formel falsche Werte. Ist in diesem Fall der Querschnitt veränderlich, so gilt die Annäherungsformel: die reziproke Bruchlast ist gleich der reziproken Eulerschen Last plus dem reziproken Produkt aus Zugfestigkeit und kleinstem Querschnitt. Eine genaue Theorie für diese Streben haben wir noch nicht. Versuche ergaben, daß alle Beziehungen für Stahlrohrstreben nur dann gelten, wenn die Wandstärke mehr als $^1/_{100}$ Rohrdurchmesser ist. Bei Luftschiffen müssen kleine Längskräfte über große Längen abgestützt werden. Vom Luftwiderstand unabhängig, benutzt man hier Gitterträger.

Um alle Streben miteinander zu vergleichen, wird der Wert Länge durch Wurzel aus Knicklast benutzt. Überschreitet diese Zahl eine bestimmte Größe, so ist die Bauart schlecht. Für mittlere Werte nimmt man ein Rohr, für ganz kleine einen Bolzen. Die gegenwärtig gebräuchliche Theorie wird einst durch eine andere, die das Zusammenknicken berücksichtigt und das beste Verhältnis von Wandstärke zu Durchmesser angibt, ersetzt werden. Die bis jetzt bekannten Versuche ergaben, daß, je größer der Durchmesser und je kleiner die Wandstärke, desto leichter die Strebe. — R. V. Southwell, Aircraft Engineering, Bd. 1, Mai 1920, S. 135/138 (10 Sp., 1 graphische Darstellung). Hn. **2724.**

Flugzeugunterbringung. Fortschritte im Hallenbau zur Unterbringung von See-Großflugzeugen. Die Schwierigkeiten beim Unterbringen, Ein- und Ausfahren großer Seeflugzeuge sind bei der Halle von Tuchscherer dadurch vermieden, daß die Halle als Hafen ausgebildet ist. Zum Einbringen in die Halle genügen zwei Mann. Weiter vgl. S. 134. — F. Hammer, Der Holzbau, Beilage zur Deutschen Bauzeitung, 12. Mai 1920, S. 33 (2 Sp., 2 Abb.). Hr. **2725.**

Funkentelegraphie. Drahtlose Ortsbestimmung für die Luftfahrt. Drahtloser Kompaß von Hauptmann Robinson. Die funkentelegraphische Peilung vom Luftfahrzeug aus mit drehbarer Rahmenantenne hat den Nachteil, daß des Geräusches wegen auch die sonst genauere Minimumeinstellung hier nicht möglich ist. Man stellt daher mit einem Hauptrahmen das Maximum der Empfangstärke ungefähr ein, schaltet einen Hilfsrahmen, der zum Hauptrahmen senkrecht steht, in den Kreis und verbessert die Einstellung, bis die Lautstärke durch Wenden des Stromes im Hilfsrahmen nicht mehr geändert wird. Bei großen Flugzeugen läßt sich die Einrichtung im Schwanz drehbar anbringen, bei kleinen wird sie fest eingebaut. Dann muß beim Messen das ganze Flugzeug gedreht werden. Hier beträgt die Genauigkeit der Winkelmessung (mit dem Flugzeugkompaß) $1^3/_4{}^0$, die der Ortsbestimmung also im Mittel 10 km, andernfalls lassen sich je nach der Windungszahl $^1/_4{}^0$ bis 1^0 erzielen. — G. M. Claus, Het Vliegveld, Bd. 4, 19. Juni 1920, S. 215 bis 218 (6½ Sp., 3 Lichtbilder der Anordnung im Versuchsraum und im Luftschiff R 34, 1 Karte, 2 Skizzen). E. **2726.**

Luftschiffbeschreibung. Italienische Luftschifftechnik. Ein Besuch in Ciampino und beim neuen italienischen Luftschiff »Roma«, dem größten bisher gebauten halbstarren Luftschiff. Länge 125 m, Höhe 26 m, Gasraum 34000 m³; sechs 400 PS-Motoren; Geschwindigkeit 130 km/h, Spargeschwindigkeit 90 km/h, dabei Fahrstrecke 5000 km; Ladung, neben Betriebstoff für 1000 km, 10 t. Kiel mit Laufgang und Kabine für 100 Reisende, wogegen »Bodensee« mit 20000 m³ nur 20 Reisende führt(!). Leitflossen 100 m². Stapellauf am 19. März. — Lenn Jacobson, Svensk Motortidning, Bd. 15, 15. Mai 1920, S. 305/306 (3½ Sp., 3 Lichtbilder des Luftschiffs). E. **2728.**

Luftschiffbeschreibung. Die Luftschiffe in Deutschland. Die Schütte-Lanz-Luftschiffe haben neuerdings statt des Holzgerüstes Duraluminrohre. »Unter den zahlreichen neuen baulichen Einzelheiten der Schütte-Lanz-Luftschiffe finden wir deren Anwendung bei den Zeppelinen oder den englischen Starrluftschiffen gerechtfertigt« (!).

Der Reisezeppelin »Bodensee« hat vier Gondeln mit Laufgangverbindung, die vordere sehr große enthält Steuerleute, Funkenbude, Abteile der Reisenden und Waschraum; alle Gondeln haben einen, die hintere zwei gekuppelte 260 PS-Sechszylinder-Maybach-Motoren. Mittlere Reisehöhe 300 bis 400 m. Zum Landen sind 60 Mann erforderlich. 28 Reisende, 558 kg Gepäck, 3 kg Briefe, 100 kg Belastung durch Schnee usw. — R. C., L'Air, 5. Juni 1920 (2 Sp., o. Abb., 1 Zahlentafel der Schütte-Lanz-Luftschiffe bis SL 22 von 1917/18). E. **2731.**

Luftschraubenberechnung. Ist ein Hubschraubenflugzeug brauchbar? Um genügende wagrechte Geschwindigkeit zu erreichen, müßte die Schraubenachse geneigt werden; dadurch nähme die Tragkraft ab. Anderseits wird bei großem Tragkraftüberschuß ein beschleunigter Aufstieg erfolgen (wenn man von der Schubabnahme der bewegten Schraube absieht! Der Ber.), wie es ein ausländischer Physikprofessor erlebte, dessen Hubschraubenflugzeug schnell hoch ging und verschwand. Daher sind 1. geschlossene Kabinen und 2. Luftbremsen wie Motorreglung notwendig. Am besten sind Fesselaufstiege. Die Unsymmetrie der seitlich angeblasenen Luftschraube ist um so größer, je größer der Durchmesser. Im Falle eines Motorversagers müssen die Schrauben ausgekuppelt werden. — G. F. Tydemann, Het Vliegveld, Bd. 4, 5. Juni 1920, S. 201/203 und 204 (5 Sp., o. Abb.), vgl. 2733. E. **2732.**

Luftschraubenberechnung. Das Hubschraubenflugzeug. Der Wert eines Luftfahrzeugs, das auf der Stelle landen kann, rechtfertigt die Bestrebungen zum Bau von Hubschraubenflugzeugen. Die Hauptsache ist eine leichte Antriebsmaschine. Die Dampfmaschine ist an sich vorteilhaft, aber viel zu schwer. Die Entwicklung der Motoren, die das Flugwesen so mächtig gefördert hat, wurde für Hubschraubenflugzeuge bisher wenig ausgebeutet. Doch kann man zeigen, daß sich diese Bauart »bis zu einer Stufe vervollkommnen läßt, die mit den normalen Flugzeugen vergleichbar ist«.

Gleichgültig, ob Hubschrauben geneigt oder zugleich mit Fahrtschrauben verwendet werden, die seitliche Windkomponente wirkt ungleichmäßig auf beide Schraubenflügel, und der Druckpunkt verschiebt sich seitlich. Die Vorwärtsneigung der Schraubenachse zum Ausgleich dieser Wirkung läßt sich berechnen (Beispiel). Daraus und aus dem Gesamtgewicht ergibt sich die wagrechte Komponente des Schraubenschubes, also auch der Neigungswinkel der ganzen Schraube nebst dem zugehörigen Fortschrittsgrad (Beispiel). Für das ausgeführte Hubschraubenflugzeug von Crocker und Hewitt (vgl. Luru S. 77) ist eine Vorwärtsneigung von 6° notwendig. Das gäbe 110 km/h Geschwindigkeit und rd. 1,3 m² Widerstandsfläche; dazu kommen noch die Schraubenflügel, die ihrerseits geringere Drehzahl annehmen. Nur wenn die Gleitzahl der Flügel sich während der Umdrehung nicht merklich ändert, sind der Schraubenwiderstand und die Drehzahländerung Null.

Wenn der Schraubenschub das zu hebende Gewicht nur um ½ vH überschreitet, ist ein wagrechter Schraubenschub von 10 vH des Gewichtes verfügbar, wie aus einfachen Betrachtungen folgt. — M. A. S. Riach, Aircraft Engineering, Bd. 1, Mai 1920, S. 129/132 (10 Sp., 4 Zeichnungen). E. **2733.**

Materialbearbeitung. Eine Bandschmirgelmaschine wird von der Firma Dowding and Co. hergestellt. Ein Schmirgelband liegt wie ein Treibriemen auf zwei nahe aneinander laufenden parallelen Riemscheiben. Das obere Trum läuft über eine ebene Platte. Zum Polieren oder Schleifen drückt man den betreffenden Gegenstand von oben auf das Band. Der Vorteil besteht in gleichmäßiger Geschwindigkeit, sehr großer Arbeitsfläche und maschineller Herstellung ebener Flächen. Das Auswechseln verschieden rauher Bänder geht sehr schnell vor sich. Die ganze Maschine kostet 5 Pfund 10 Schilling. Ein Dutzend aus einem Stück nahtlos gewebter Bänder wird zum Preise von 1 Pfund 4 Schilling beim Einkauf mitgegeben. Weitere Bänder kosten 1 Pfund das Stück. — Flight, Bd. 12, 3. Juni 1920, S. 604 ($^2/_3$ Sp., 1 Lichtbild). Hn. **2811.**

Meßgerätebeschreibung. Durchflußmesser zum Bestimmen des Brennstoffverbrauchs nach Schroeder, für Kraftwagen- oder andere Motoren, besteht aus einem senkrechten Glasrohr von rd. 25 mm Dmr., darin sitzt ein Metallrohr mit Teilung und schmalem Längsschlitz. In dem Rohr bewegt sich ein leichter Metallzylinder, der den Schlitz nach oben hin begrenzt. Von den beiden Messingfassungen in Korkpackung an den Enden trägt die untere



die Befestigungsplatte, die Zu- und Abflußleitungen. Beim Ingangsetzen wird ein Luftventil am oberen Ende geöffnet und das Ganze mit Benzin gefüllt.

Das von unten einströmende Benzin hebt den Zylinder, bis der Schlitz auf eine hinreichende Länge frei ist, und fließt dann durch das Glasrohr ab. An der Stellung des Zylinders hinter der Teilung wird die Menge abgelesen.

In der Ausführung für Flugzeuge ist das Gerät 283 mm lang. Die Eichung ergab, daß selbst bei 30° Neigung der Fehler nur 0,2 l/h beträgt. — Automotive Industries, Bd. 42, 29. April 1920, S. 1020 (1 Sp., 1 Lichtbild, 1 Schnittzeichnung des Gerätes). E. **2812.**

Meßgerätebeschreibung. Ein neues Registrierinstrument, das die Luftgeschwindigkeit und die gemessenen Kräfte am Modell im Windkanal auf dieselbe Trommel schreibt, soll von zwei Beobachtern einen überflüssig machen. Ein Schreibstift zeichnet die anscheinend durch Federwage gemessene Kraft auf. Die Geschwindigkeit wird auf folgende Weise gemessen: In einem Gefäß, 150 × 300 mm groß, geht eine Scheidewand nicht ganz bis auf den Boden hinab. Auf der einen Seite, mit der äußeren Luft verbunden, schwimmt in einer Flüssigkeit von 0,816 spez. Gewicht ein Schwimmer, der mit Hebeln den Flüssigkeitsstand aufschreibt. Auf der anderen Seite wird durch einen »Fischschwanzbrenner« von 50 × 3 mm lichter Weite mit »stromab« gerichteter Öffnung Unterdruck hergestellt. Die Eichkurve dieses Gerätes ist eine gerade Linie. — Albert A. Merrill, Aviation, 1. April 1920 (4 Sp., 5 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 8. Juni 1920. Hn. **2734.**

Meßgerätebeschreibung. Pionier-Flugzeuginstrumente der Pioneer Instrument Company in New York City: Kompaß mit wagrechter, durch gekrümmtes Deckelglas vergrößerter und senkrechter Rose, wiegt 1 kg, hat große Richtkraft und »läuft« wenig wegen stark verminderter Reibwiderstände; Querneigungsmesser, wiegt weniger als 0,2 kg. Seine Scheibe hat 75 mm Dmr., er ist sehr empfindlich. Eine (anscheinend weiße) Kugel zeigt an, welcher Flügel hängt. Wendezeiger mit zwei Fenstern, hinter denen je nach dem Sinne der Kurve ein weißes Schild erscheint (vgl. Sperry); der Richtkreisel wird durch den Saugwind einer mehrfachen Venturidüse getrieben und spricht nur auf Drehungen »um eine senkrechte Achse« an, läuft auf Kugellagern und wird aus einem Behälter geschmiert; die Empfindlichkeit ist einstellbar; das Gerät wird vom Kompaß nicht gestört und wiegt 0,9 kg. Geschwindigkeitsmesser, kleines Pitotrohr einfachster Form (2 Rohre) mit Flüssigkeitsdruckmesser, Gesamtgewicht 0,3 kg; »Luftstreckenschreiber« zum Schätzen des zurückgelegten Weges, unabhängig von der Luftdichte (Windeinfluß!): ein einfaches Flügelrad (Schalen) betätigt nach je 1,6 km ein Ventil, wodurch mit Unterdruck von einem Venturirohr ein Zähler am Instrumentenbrett betätigt wird; der Zähler kann auf Null gestellt werden; Genauigkeit 1 vH bis 6 km Höhe; die Geschwindigkeit läßt sich danach abstoppen; Gewicht 0,9 kg. Stirnwiderstand sehr gering. Seitenlichter mit stromlinienförmigem Körper, weiß, rot oder grün, ähnlich den Kraftwagenlaternen, Gesamtgewicht 0,7 kg. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 3. Mai 1920, S. 257/258 (3 Sp., 9 Lichtb.). E. **2735.**

Meßgerätekunde. Schwere und statischer Druck bei schnellen Schiffen und Flugzeugen. Die Barometerangaben auf einem Zerstörer, der mit 22 Knoten (10,3 m/s) gegen einen Wind von 12 m/s dampfte, waren um 1,2 mb geringer als bei der Fahrt mit dem Wind. Dieser Betrag änderte sich je nach der Aufstellung des Gerätes um 1/3. Außer dem Staudruck des Fahrtwindes werden die Quecksilberbarometer auch durch die Änderung der Fliehkraft infolge des ost-westlich gerichteten Anteiles der Fahrgeschwindigkeit gefälscht. Der geringe Schwereunterschied gibt theoretisch größere Flugweite auf östlichen Kursen. Bei Barographen ist auch die Lage der Luftöffnung zu beachten. — Alexander McAdie, Science, Bd. 51, 6. Februar 1920, S. 144/145 (3 Sp., o. Abb.). E. **2736.**

Motorkunde. Einfluß der Wassereinspritzung auf den Wirkungsgrad. Die Versuche sind auch auf Flugmotoren anwendbar. Die erste Reihe betrifft einen normalen Vierzylinder-Lastwagen-Motor, bei dem nach Feststellung der allgemeinen Kennlinien etwa 40 mm über der Drosselvorrichtung des Vergasers Wasser in den Ansaugkrümmer gespritzt wurde. Die zweite Reihe bezweckte, den Einfluß der Wassereinspritzung insbesondere auf das Verhalten der Kohlenablagerungen auf den Kolben zu untersuchen, und wurde an einem Sechszylindermotor durchgeführt. Er lief zunächst einige Tage mit sehr fettem Gemisch, Spätzündung und möglichst niedriger Kühlwassertemperatur, wodurch die Ablagerung von Kohle auf den Kolben und an dem Zylinder begünstigt wurde. Gelegentlich wurde etwas Öl in den Zylinder eingeführt. Dann wurde der Motor 6 h lang mit voller Leistung bei Wassereinspritzung in die Ansaugkrümmer und möglichst hoher, gleichförmiger Kühlwassertemperatur betrieben. Anschließend wurde der Einfluß der eingespritzten Wassermenge (1,36 bis 4 l/h) untersucht. Ergebnisse:

1. Einspritzen von Wasser bis zu 0,2 kg/PSh hat keine merkliche Wirkung auf Leistung und Brennstoffverbrauch; darüber hinaus äußert sich die Wirkung der Wassereinspritzung in Abnahme von Leistung und Wirtschaftlichkeit und schlechterem Motorengang.

2. Schlecht entworfene, stark verrußte Motoren, bei denen Frühzündungen infolge ungeeigneter Kühlung auftreten, können durch Wassereinspritzung sogar in der Leistung verbessert werden.

3. Die Anwendung von Wasser vermag geringe Anlagerungen von Kohlenstoff zu beseitigen, beeinträchtigt aber die Wirtschaftlichkeit. — B. C. Dickinson u. a. 45. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, I. Teil (9 Sp., 11 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 22. Juni 1920, S. 535, S. 1072. Hr. **2813.**

Motorteile. Der Claudelvergaser wird jetzt in Amerika gebaut. Seine Düse besteht aus vier gleichachsigen Röhrchen. Durch das äußere Rohr tritt unten Luft unter atmosphärischem Druck ein, die den Brennstoff, der in der Ruhestellung bis dicht unter die Oberkante des nächst kleineren Röhrchens steht, mit fortreißt. Mit zunehmendem Unterdruck fällt die Höhe des Benzins, und es werden immer mehr seitliche Öffnungen in dem dritten Rohr freigelegt, in die Luft eintritt und Brennstoff durch das innere Rohr nach außen saugt. Ein Drehschieber regelt die Gemischmenge. Um beim Anlassen reiches Gemisch zu haben, wird ein Konus an der Düse nach oben geschoben, so daß der Querschnitt für die nicht durch die Düse gehende Luft enger wird. Beim Flugmotor wird derselbe Konus mit zunehmender Höhe gesenkt, so daß die Luft langsamer an der Düse vorbeiströmt. Der ganze Entwurf wurde »amerikanisiert«, d. h. für leichte Massenherstellung eingerichtet. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 17. Mai 1920, S. 323/324 und 339 (4½ Sp., 7 Abb.). Hn. **2816.**

Motorvergaser. Zwei Änderungen am Liberty-Zenith-Vergaser. Die Höhenreglereinrichtung für den normalen Zenithvergaser, der bei den Liberty-Motoren benutzt wird, ist abgeändert, um Wirtschaftlichkeit und Leistung des Motors zu erhöhen. Ferner wurde das Luftansaugrohr geändert, um von Benzin, das sich im Ansaugkrümmer beim Überfluten des Vergasers sammelt und in den Raum zwischen den Zylinderblöcken des Motors herabfließt, insbesondere beim Steigen des Flugzeuges, zu verhindern.

Das Schwimmergehäuse des Vergasers ist mit der Außenluft durch zwei Sieböffnungen, der Raum der Kompensatordüse mit dem Oberteil des Schwimmergehäuses verbunden und eine Leitung mit Handhahn zwischen Schwimmergehäuse und Mischraum des Vergasers unterhalb der Drosselvorrichtung angeordnet. In der Höhe wird der Hahn allmählich geöffnet und hierdurch der Unterdruck im Mischraum verändert. Bei dieser Vergaserbauart kann man im Schwimmergehäuse einen größeren Unterdruck erzeugen, als in der Kompensatordüse herrscht, und eine Ausgleichswirkung zwischen diesen beiden zum Zweck der Regelung des Vergasers in der Höhe erzielen. Ergebnisse der Verbrauchsmessungen sowie Unterdrücke im Schwimmergehäuse und an der Kompensatordüse bei verschiedenen Motordrehzahlen siehe weiter unten.

Die neue Luftansaugvorrichtung besteht aus einem Doppelkrümmer, der unten an die Mischräume der beiden Vergaser angeschlossen ist und sich nach oben hin in einem weiten senkrechten Rohr fortsetzt, derart, daß das am Grunde dieses Rohres zusammenlaufende Benzin nur unter ganz besonderen Umständen auslaufen kann.

Brennstoffverbrauch mit dem neuen Höhenregler.

Hahnstellung	Motordrehzahl min^{-1}	Benzinverbrauch kg/h
Reiches Gemisch (Bodenstellung) . . .	1600	99,2
2. Stellung „ . .	„	94
3. Stellung „ . .	„	87,5
4. Stellung „ . .	„	81
Armes Gemisch (Höhenstellung) . . .	„	76

Unterdruckmessungen am neuen Vergaser.

Motordrehzahl min^{-1}	Unterdrücke, mm Wassersäule			
	Schwimmergehäuse		Kompensator	
	reich. Gem.	arm. Gem.	reich. Gem.	arm. Gem.
800	45,57	66,0	40,6	60,9
900	50,8	76,2	50,8	71,1
1000	60,9	91,4	60,9	81,3
1100	71,1	10,16	71,1	99,1

— Bulletin der Versuchsabteilung der amerikanischen Technischen Abteilung, Bd. 1, Nr. 4, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 22. Juni 1920, S. 535, S 1001. Hr. **2817.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der vierstelligen Zahl am Schluß, die dem »Flugarchiv« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller entspricht (z. B. 2329 = 29. Bericht aus Heft 23).

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 14. August 1920 Heft 15

Der Fernkompaß

von Walter Friedensburg.

Im Flugzeug wurden lange Zeit fast ausschließlich kleine Fluidkompasse mit geringem Rosendurchmesser verwendet. Ein solcher Kompaß besteht im wesentlichen aus einer Anzahl nebeneinander liegender verhältnismäßig schwacher Magnetstäbe, die, durch einen hohlen Schwimmer entlastet, in einem mit Wasser und Alkohol gefüllten Kessel auf einer Nadelspitze (Pinne) drehbar aufgehängt sind. Diese übliche Ausführung würde für den normalen Gebrauch ausreichen, wenn im Flugzeug keine Eisenteile und keine anderen Magnete, wie Anlasser, Magnetzündung, Dynamogeneratoren usw. wären.

Die Kompensierung dieser Störungen durch kleine Magnetstäbe neben bzw. meist unter dem Kompaß zur Aufhebung der ablenkenden Wirkung in der Nähe befindlicher Eisenteile, also zur Beseitigung des Anzeigefehlers, der »Deviation«, stellt nur einen Notbehelf dar und der Kompaß zeigt damit keineswegs fehlerfrei. Die vielen in der Nähe befindlichen beweglichen Eisenteile, wie Steuerorgane, Waffen, Werkzeuge, Bomben usw., selbst Schlüsselbunde, Messer u. dgl. in den Taschen der Insassen, üben mit ihrer Größe und Nähe wechselnde Einflüsse auf die Anzeige des Kompasses aus, die im Flugzeug kaum kontrollierbar und nicht korrigierbar sind, ebensowenig wie die ja ebenfalls in ihrer Stärke dauernd wechselnden Einflüsse der oben erwähnten verschiedenen Magnete.

Auch übt jede Abweichung des Flugzeuges von der horizontalen Lage, z. B. jede Neigung nach den Seiten, nach vorn oder hinten, Einfluß auf die Anzeige des Kompasses aus. Hierdurch entstehen, besonders beim schnellen Wechsel der Lagen in Böen u. dgl., leicht Schwingungen der Rose, die sich bis zu dem jedem Flieger bekannten gefürchteten Kreisen der Rose steigern können.

Zwar werden die Schwingungen der Kompaßrose infolge dieser magnetischen sowie mechanischer Einflüsse durch die Kompaßflüssigkeit gedämpft, aber diese Reibung wirkt nicht nur in dem angedeuteten Falle, wenn die Rose mit dem Magnetsystem gegenüber dem Kompaßkessel schwingt, sondern auch, wenn das System in Ruhe ist und nur der Kompaßkessel sich bewegt, oder, wie bei jeder Kurve des Flugzeuges, sich dreht. Hier wird durch die Flüssigkeit wieder ein Mitschleppen der Rose herbeigeführt, und zwar naturgemäß um so stärker, je schwächer das Magnetsystem und damit sein Richtmoment ist. Je höhere Richtkraft anderseits ein Magnetsystem hat, um so größer sind seine Ablenkungsfehler durch benachbarte Eisenmassen; diese Fehler verlangen wiederum stärkere Kompensationsmagnete, die, je stärker um so mehr die Richtkraft des Systems schwächen. Aus diesem circulus vitiosus gab es im Flugzeug bislang nur den Ausweg des unzureichenden Kompromisses; die Verwendung eines zuverlässigen, weil magnetisch einwandfreien Kompasses war unmöglich, und man mußte notgedrungen mit sehr ungünstigen Kompaßmodellen, also mit erheblicher Ungenauigkeit, vorlieb nehmen.

Eine Verbesserung der Eigenschaften des Flugzeugkompasses bis zur wirklichen Brauchbarkeit für die Navigation ist erst dann möglich, wenn es gelingt, die Ursachen, welche die Verwendung hinreichend kräftiger Magnetsysteme verboten, zu beseitigen. Die Marine schreibt auf Schiffen für jeden Kompaß ein bestimmtes Mindestmaß vor, innerhalb dessen sich möglichst überhaupt keine Eisenteile befinden dürfen. Kein Flugzeugtyp erlaubt jedoch die Aufstellung des Kompasses innerhalb der nach dieser Vorschrift gezogenen Grenzen, da es einen so großen von Eisenteilen freien Platz in der Sicht des Führers oder Beobachters in keinem Flugzeug gibt, wie ja überhaupt der beschränkte Raum im Flugzeug der Kompaßaufstellung immer neue Schwierigkeiten bereitet.

Die Abhilfe hiergegen durch Verlegung der Kompasse an einen magnetisch etwas günstigeren Ort, z. B. ins obere oder untere Tragdeck, bietet wieder zahlreiche andere Nachteile: schlechtes Erkennen und unbequemes Ablesen des Kompasses, Erschwerung und Ungenauigkeit des Steuerns nach dem so entfernten Instrument, Unzugänglichkeit des Kompasses im Fluge, also notgedrungener Fortfall der Möglichkeit von Peilungen sowie verstellbarer Rosenzeiger und anderer am Kompaß angebrachter Hilfsmittel, Fehler in der Ablesung durch die Parallaxe bei schräger und seitlicher Sicht, unzureichender Schutz des Kompasses gegen Kälte und Nässe sowie gegen den Luftstrom, der an diesem Platz oft den ganzen Kompaßkessel schräg legt oder gar kentert. Zudem können auch da nur kleine Kompasse mit schwachem Magnetsystem verwendet werden, da höhere Richtkraft aus den dargelegten Gründen ebenfalls bei der immerhin noch unvermeidlichen Nähe von Eisenteilen unangebracht ist und auch beschränkter Raum den Einbau größerer Kompasse verbietet.

Der Verwendung des normalen Kompasses im Flugzeug stehen ferner noch verschiedene praktische Bedenken entgegen. So erfordert das Steuern nach Steuerstrich und der allgemeine Gebrauch und die volle Ausnutzung eines solchen Kompasses erfahrungsgemäß von dem Flieger, insbesondere dem seemännisch nicht oder wenig vorgebildeten, zuviel Übung und Kenntnisse und auch von dem geübteren und seemännisch erfahrenen Flieger unzweifelhaft praktisch zu angestrengte Beobachtung der Rose, deren kleine Gradeinteilung ermüdet, und zu viel Aufmerksamkeit neben seiner Konzentration auf seine immer umfangreicheren Aufgaben bezüglich Handhabung des Flugzeuges, Aufklärung, Beobachtung und Kampf und auf die immer zahlreicher werdenden Instrumente, die ständig beobachtet werden müssen. Auch macht sich mit den zunehmenden Ansprüchen an die Führer des Flugzeuges der Mangel einer Verbindung zwischen Flieger und Beobachter fühlbarer, die für die Führung, Navigation und Orientierung sowie für den Abwurf von Bomben, Post usw. die zeitraubende und ablenkende Verständigung durch Sprache, Zeichen oder sonstige Verbindungen unnötig macht.

Zur Lösung aller dieser Probleme liegt eine neue Konstruktion, der »Fernkompaß«, vor, die auf Grund mehrerer Patente von der Firma Carl Bamberg, Friedenau, gebaut und 1918 besonders bei den Seefliegerabteilungen durchgebildet worden ist und in der Praxis bei umfangreichen Versuchen und im

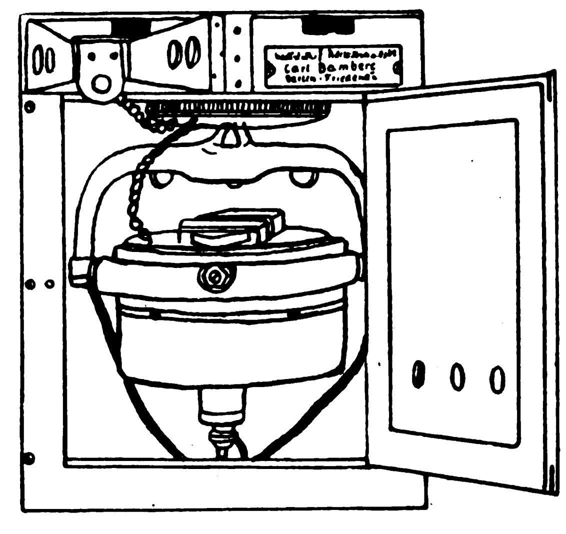


Abb. 1.

Kriegsgebrauch an der Front die Probe bestanden hat. Dadurch, daß diese Konstruktion es erlaubt, den Platz für den Kompaß ganz beliebig zu wählen, weil er selber nicht in der Sicht der Insassen zu liegen braucht, ihm also einen von allen Eisenteilen weit entfernten Platz zu geben, ist hier die Möglichkeit geschaffen, einen magnetisch ebenso kräftigen Kompaß zu verwenden, wie er auf Seeschiffen in Gebrauch ist. So ist der Kompaß hier mindestens ebenso zuverlässig und auf Bruchteile von Graden fehlerfrei, wie an Bord eines großen Schiffes.

Als günstigster Kompaßplatz ist bei den normalen Flugzeugtypen ein Platz etwa 1 bis 1½ m hinter dem hintersten Sitz im Rumpf festgestellt worden, wo der Kompaß, der zudem noch in einem geschlossenen Holzkasten (Abb. 1) eingebaut ist, sicher gegen alle Einflüsse der Witterung und des Luftstromes bei reichlich zur Verfügung stehendem Platz untergebracht wird. Das Magnetsystem, das für den Fernkompaß verwendet wird, ist dasselbe, das bei den Kompassen der Unterseeboote in Gebrauch war und dessen Stabilitäts-Eigenschaften sich als vorzüglich erwiesen haben. Allein dadurch hat sich bei der praktischen Verwendung im Flugzeug die Genauigkeit des Kurssteuerns gegenüber den bisherigen Kompassen um ein Vielfaches

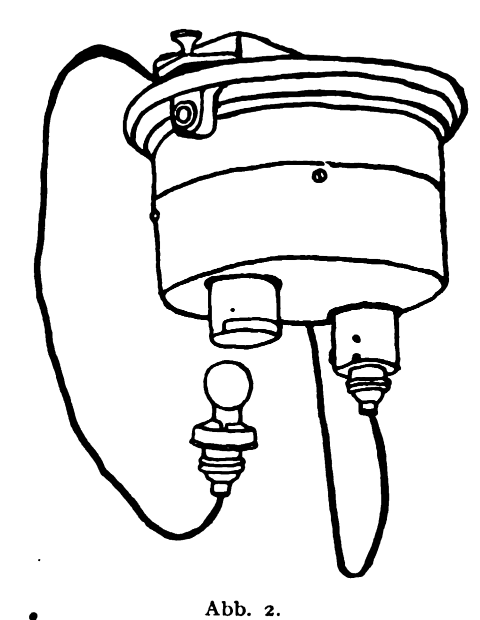


Abb. 2.

erhöht, und auch beim Fliegen in Wolken und schlechtem Wetter sind keinerlei schädliche Schwingungen oder gar das gefürchtete Kreisen mehr aufgetreten. Eine Kompensierung ist meist überhaupt nicht nötig, da in jedem Flugzeugtyp ein von magnetischen Einflüssen völlig freier Aufstellungsort zu finden ist. Der hierdurch erreichte Fortschritt besteht einmal in dem Fortfall der Kompensierung, die immer einen Fachmann erfordert, umständlich und zeitraubend ist und noch von Zeit zu Zeit wiederholt werden muß, um zuverlässig zu sein, ferner darin, daß das hohe Richtmoment des Kompasses durch keine Kompensationsmagnete geschwächt wird.

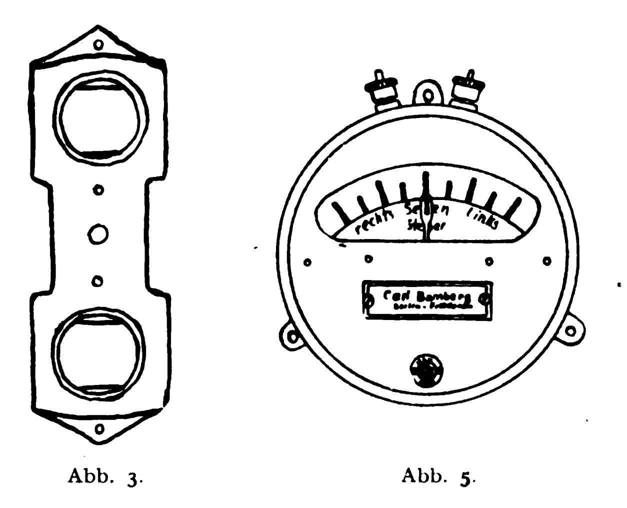


Abb. 3. Abb. 5.

Das Magnetsystem dieses Kompasses ist in der üblichen Art in dem mit Alkohol-Wasser gefüllten Kompaßkessel aufgehängt. Im Boden des Kessels sind zwei Beleuchtungssysteme eingesetzt, die aus je einer kleinen elektrischen Glühlampe und einem Kondensor bestehen und zwei durch den Kondensor scharf begrenzte Lichtkegel nach oben durch die Kompaßflüssigkeit hindurchwerfen (Abb. 2). Die beiden Lichtkegel fallen auf zwei Selenzellen (Abb. 3), die über dem Kessel luft- und wasserdicht eingekapselt in einer Brücke angebracht sind (Abb. 4). Der elektrische Widerstand des Selens vermindert sich bei Belichtung, so daß z. B. ein hindurchgeleiteter Strom bei Belichtung ein Anzeigeinstrument zum Ausschlagen

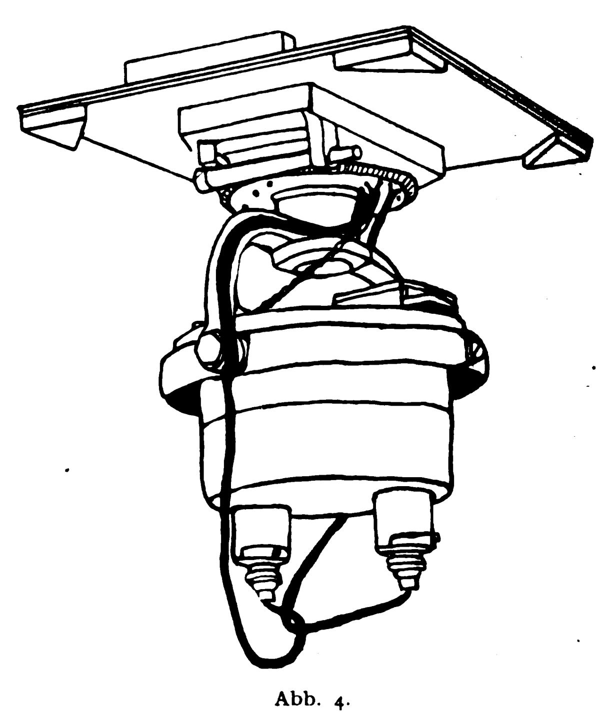


Abb. 4.

bringen kann. Beim Fernkompaß dient ein besonderes, als Kurszeiger mit entsprechender Skala ausgebildetes Präzisionsgalvanometer mit radiumisierten Strichen und Zeiger als Ableseinstrument (Abb. 5).

Das Magnetsystem trägt nun eine Blende (Abb. 6), welche in einer gewissen Stellung beide Lichtkegel gleichzeitig abdeckt und somit beide Selenzellen dunkel läßt. Wird nun der Kompaßkessel um seine Vertikalachse gedreht, wobei das Magnetsystem in der Nord-Südrichtung immer feststehen bleibt, so tritt die eine oder andere Zelle aus dem Blendenschatten in einen der beiden Lichtkegel und das die beiden Selenzellenstromkreise schließende Anzeigeinstrument, der Kurszeiger, zeigt nach der einen oder nach der anderen Seite einen Ausschlag. Auf diese Weise wird jede Verdrehung des Kompaßkessels am Kurszeiger ablesbar, und zwar so, daß der Ausschlag des Zeigers um so größer wird, je größer die Verdrehung bzw. die Abweichung vom Kurse ist.

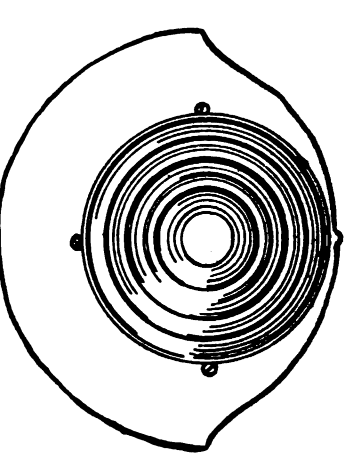


Abb. 6.

Dies Letztere wird dadurch erreicht, daß durch geeignete schräge Formgebung der Blendenkante eine allmähliche Steigerung bzw. Abschwächung der Belichtung beim Verdrehen und damit ein proportional abnehmender bzw. zunehmender elektrischer Widerstand der Selenzellen bewirkt wird. Diese Art der Fernübertragung des Kompasses oder seiner Anzeige unterscheidet sich von den meisten anderen bekannten Übertragungsarten dadurch, daß hier die Übertragung ohne jede Beeinflussung der Rose oder mechanische Beeinträchtigung ihres Richtmomentes erfolgt.

Man kann also jedes mit dieser Übertragung ausgerüstete See- oder Luftfahrzeug mit Hilfe des Kurszeigers zunächst genau in einer Richtung steuern, da ja jede Abweichung von dieser Richtung ein Verdrehen des Kompaßkessels gegen das Magnetsystem bedeutet und somit unmittelbar angezeigt wird. Der Führer im Flugzeug braucht nur mechanisch das Seitensteuer

rechts oder links zu treten, je nachdem der Kurszeiger links oder rechts ausschlägt. Dem normalen Kompaß gegenüber bringt diese Einrichtung zwei grundsätzliche Fortschritte: erstens erfolgt die Anzeige auf einer relativ größeren Skala, als die Roseneinteilung des Normalkompasses aufweist (bei 1 cm Ausschlag der Rose eines normalen Flugzeugkompasses = ca. 15° zeigt der Kurszeiger des Fernkompasses ca. 5 cm Ausschlag), es ist also eine etwa fünffach höhere Genauigkeit der Ablesung allein erreicht; zweitens ist jetzt der Kompaß, wie sämtliche andere Instrumente im Flugzeug, an einem beweglichen Zeiger über einer festen Skala ablesbar und erspart so dem Flieger ungewohnte Gedankenarbeit, die bisher bei der Ablesung der beweglichen Rosenskala an einem festen Steuerstrich gegenüber allen anderen Instrumenten notwendig war.

Verdreht man den Kompaßkessel jetzt gegen die Flugzeuglängsachse um irgendeinen Winkel, z. B. 65°, so wird offenbar, wenn nach dem Kurszeiger geflogen wird, der neue Kurs um 65° von der ursprünglichen Richtung abweichen, da die eine Selenzelle so lange Licht erhält und somit den Kurszeiger nach einer Seite zum Ausschlagen bringt, bis sie durch das Nachdrehen des Flugzeuges selber um 65° wieder in den Schatten der Rosenblende tritt. Man kann also von vornherein und jederzeit im Fluge einen bestimmten und beliebige neue Kurse einstellen, indem man den Kompaßkessel um diesen Winkel gegen die Flugzeugachse verdreht. Der Kompaßkessel hängt zu diesem Zwecke in einer mittels Schnecke und Schneckenrad allseitig drehbaren Aufhängung (siehe Abb. 4).

Man bringt, wie erwähnt, zweckmäßig den Kompaß in dem hinteren Teil des Flugzeugrumpfes oder an sonst einem eisenfreien Platz unter und bewirkt das Drehen des Kompaßkessels und damit das Einstellen des Kurses durch eine zu den Insassen durchgeführte biegsame Welle (Abb. 7), die durch

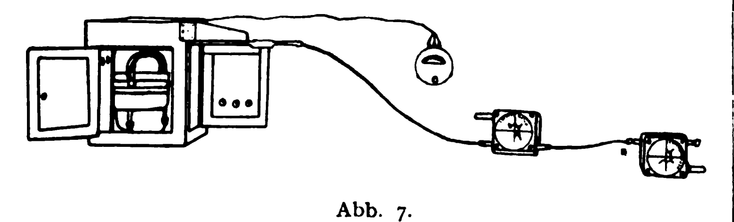


Abb. 7.

eine Kurbel mit Übertragung gedreht wird. Von dieser Welle wird gleichzeitig eine bei der Kurbel angebrachte Rosenkarte in genau gleichem Maße wie der Kompaßkessel gedreht, so daß an der Einstellvorrichtung, dem »Kursgeber« (Abb. 8), der Verdrehungswinkel, also der Kompaßkurs, abgelesen werden kann.

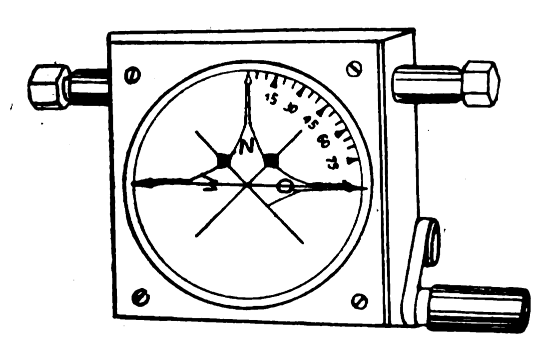


Abb. 8.

Natürlich können in einer Anlage, durch biegsame Wellen verbunden, auch mehrere Kursgeber, wie auch mehrere Kurszeiger an beliebigen Stellen angeordnet werden, so daß sowohl Führer wie Beobachter und die übrige Besatzung an allen Plätzen des Flugzeuges die Anlage übersehen und bedienen und damit navigieren und die Navigation und das Steuern kontrollieren können.

Die durch die Glühlampen erzeugte Wärme verhindert nebenher durch die Beheizung des Kompaßkessels und des ganzen Kastens das gefährliche Einfrieren der Kompaßflüssigkeit auch bei großer Kälte. Der Mindeststrombedarf der Fernkompaßanlage beträgt insgesamt ca. 10 Watt. Die Stromversorgung kann durch Anschluß der Anlage an bereits im Flugzeug vorhandene Stromquellen geschehen, meist wird sie bewirkt durch einen hierfür konstruierten eigenen kleinen Luftschrauben-Doppelgenerator von besonders hoher Betriebssicherheit (Abb. 9), der bei einer Leistung von 40 Volt, 6 Milli-

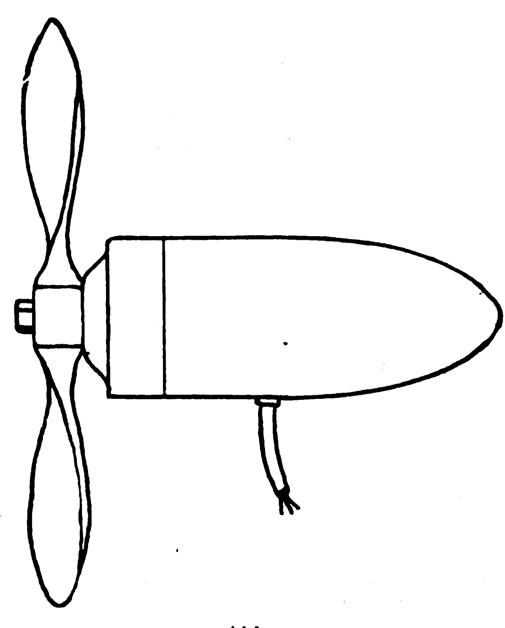


Abb. 9.

ampere für den Anzeigestromkreis, der durch die Selenzellen fließt, und 8 Volt, 2 Amp. für die Glühlampen nur 1,8 kg wiegt. Die Spannung des Generators wird durch einen selbsttätigen Spannungsschnellregler nach dem Summerprinzip bei 3700 bis 7500 Umdrehungen unabhängig von der Drehzahl konstant gehalten. Die Praxis hat als zweckmäßigste Anbringung des Generators im Flugzeug die im Propellerluftstrom ergeben, da hier beim Motorprobelauf die für das Arbeiten der Anlage erforderliche Drehzahl des Generators schon bei halber Motortourenzahl im Stande erreicht wird.

Das Gewicht einer kompletten Fernkompaßanlage mit zwei Kursgebern, Kurszeiger, Generator, Leitungen, Wellen usw. betrug zuletzt rd. 9 kg; neuere in Konstruktion befindliche Ausführungen sehen ein noch geringeres Gewicht vor.

Praktische Anwendung des Fernkompasses: Der zu steuernde Kurs, z. B. 130°, wird vom Flieger oder Beobachter eingestellt, indem die Kurbel eines der Kursgeber so gedreht wird, daß diese Gradzahl der Rosenkarte an dem Zeiger (Steuerstrich) des Kursgebers anliegt. Damit ist die ganze Anlage auf den Kurs 130° eingestellt und der Zeiger des Kurszeigers schlägt so lange aus, bis das Flugzeug durch Seitensteuer genau auf diesen Kurs gebracht ist. Wurde z. B. vorher Kurs Nordost = 45° gesteuert, so liegt nach dem Einstellen von 130° der Zeiger hart nach links. Der Flieger tritt also gefühlsmäßig, um den Zeiger auf Mitte zu bringen, Seitensteuer rechts. Ist das Flugzeug nun beim Rechtsdrehen auf Kurs 100° angelangt, dann beginnt der Zeiger mit dem Weiterdrehen des Flugzeuges langsam nach rechts zu wandern, bis er, wenn das Flugzeug auf 130° liegt, auf Mittelstellung steht. Dreht das Flugzeug zu weit, z. B. bis 135°, so schlägt der Kurszeiger entsprechend etwas nach rechts aus, solange bis durch Links-Seitensteuer das Flugzeug wieder auf Kurs und damit der Zeiger auf seine Mittelstellung angelangt ist. Das weitere Kurshalten vollzieht sich ebenso, da der Zeiger auch bei kleinster Abweichung des Flugzeuges vom Kurse nach der entsprechenden Seite ausschlägt, und zwar um so weiter, je größer die Abweichung ist, so daß dem Flieger immer das Maß für die Größe der korrigierenden Seitensteuerbewegungen gegeben ist. Bis zu 30° nach jeder Seite zeigt der Zeiger proportional der Größe der Abweichung vom Kurse, von 30° ab aufwärts bleibt der Zeiger hart ausgeschlagen liegen. Diese Größe von 30° ist in der Praxis als für ein normales Flugzeug geeignet gefunden worden, sie läßt sich je nach der Größe und damit der Empfindlichkeit des Flugzeuges (bzw. Fahrzeuges) durch einen Widerstand zwischen 5 und 40° beliebig verändern.

Jede Kursänderung im Fluge vollzieht sich in der angedeuteten Weise durch Einstellen des neuen Kurses an einem der Kursgeber und Einsteuern auf ihn nach dem Kurszeiger, ohne daß irgendwelche Verständigung zwischen den Insassen durch Zeichen, Einwinken, Zettelschreiben o. dgl. notwendig ist. Auch kann der Beobachter oder sonst ein Insasse den Flieger ohne nähere Verständigung durch Einstellen der Richtung auf ein Objekt, das dieser nicht sieht, aufmerksam machen oder selbst auf ein Abwurfziel genau einwinken, da der Flieger nur seinem Zeiger nachzusteuern braucht, dessen Genauigkeit ein Einsteuern auch auf kleinste Ziele erlaubt.

Tritt beim Kreisen oder großen Kursänderungen der Fall ein, daß der am Kurszeiger eingestellte Kurs genau entgegengesetzt dem augenblicklichen Kurs des Flugzeuges ist (z. B. auf dem Kursgeber eingestellt: Ost = 90°, Flugzeug fliegt West = 270°), so schlägt der Kurszeiger in diesem Sonderfalle, wenn die Differenz auf den Grad genau 180° beträgt, in seine Mittelstellung, wie sich aus der Konstruktion mit den beiden um 180° versetzten Selenzellen ergibt. Diese Lage birgt nicht die Möglichkeit eines Irrtums, weil sie sofort daran erkennbar ist, daß, wie sich ebenfalls aus der Konstruktion ergibt, der Kurszeiger entgegengesetzt ausschlägt, wie wenn das Flugzeug auf dem eingestellten Kurs fliegt. Fliegt z. B. das Flugzeug, wie in dem angezogenen Beispiel, nach Westen und kommt auch nur um einen Grad nach rechts von diesem Kurse, so schlägt der Zeiger jetzt links aus, der Flieger muß also Seitensteuer rechts geben. Er geht damit aber immer weiter von seinem falschen Westkurs nach rechts ab, denn der Zeiger bleibt so lange nach links ausgeschlagen, bis das Flugzeug wieder auf dem am Kursgeber eingestellten Ostkurs liegt. Erst dann ist der Zeiger wieder in seiner richtigen Mittelstellung. Die zweite, um 180° entgegengesetzte Mittelstellung des Kurszeigers ermöglicht also, daß einem Flugzeug, das um große Winkel (um 180° herum) von seinem richtigen Kurse abgewichen ist, immer der kleinere Winkel, also der nähere Weg nach seinem richtigen Kurse gezeigt wird. Jeder Flieger oder Steuermann muß also nur daran gewöhnt sein, dem Kurszeiger blindlings zu folgen, dann wird er dadurch in Wolken oder im Nebel, auch im Luftkampfe, bei völlig verlorener Orientierung sofort wieder in seine richtige Richtung kommen, ohne daß bei der hohen Richtkraft des Systems jemals, auch bei den heftigsten Bewegungen des Flugzeuges, die Gefahr besteht, daß der Kompaß ins Kreisen gerät.

Die Anzeigeempfindlichkeit der Anlage, die selbst Abweichungen um Bruchteile von Graden vom geraden Kurse erkennbar macht, ermöglicht dem Flieger in Wolken, Nebel und Nacht das genaue Geradeaus- und Horizontalhalten des Flugzeuges. Erst dieser Umstand eröffnet auch der Verwendung des Flugzeuges zur photogrammetrischen Landesvermessung, die ein subtiles Einhalten einer geraden Linie voraussetzt, gute Aussichten, gewährleistet ferner erst wirkliche Genauigkeit von Beobachtungen vom Flugzeug und von der Erde aus, die unbedingt gerade Fluglinie voraussetzen, wie Geschwindigkeitsmessungen usw. Zwar besteht in dem Drexlerschen Kreiselsteueranzeiger bereits ein hochempfindliches Instrument zur Erleichterung des Geradeausfliegens, jedoch liegt dessen Wert ausschließlich auf aerodynamischem Gebiete, da es nur jeweils anzeigt, ob das Flugzeug geradeaus oder in einer Kurve fliegt, nicht aber die Innehaltung eines einzelnen bestimmten Kurses ermöglicht, wie der Fernkompaß-Kurszeiger.

Ferner ist bei der Einrichtung des Fernkompasses nicht nur die allgemeine Übersicht über die Himmelsrichtungen möglich, sondern präzise Feststellung der Kompaßrichtungen und Peilungen, auch ohne daß man den Kompaß selbst sieht, dadurch, daß die Rosen der Kursgeber, so lange das Flugzeug auf dem auf ihnen eingestellten Kurse liegt, immer der wahren magnetischen Kompaßrose entsprechen, da die Kursgeber parallel zur Längsachse des Flugzeuges montiert werden. Eine auf einem Kursgeber angebrachte Peilvorrichtung ist so für das Kompaßpeilen bequemer und besser zu benutzen, als bisher auf dem empfindlichen und beweglichen Kompaß selber.

Die Vorteile und die Anwendungsmöglichkeiten des Fernkompasses sind so zahlreich, daß er zu einem der wichtigsten Instrumente für Luftfahrzeuge geworden ist. Das zeigt auch seine im Jahre 1918 auf Grund der Erprobungen verfügte Einführung für alle Seeflugzeuge der früheren Marine mit Ausnahme der Kampfflugzeuge, sowie seine Aufnahme für bestimmte Typen von Heeresflugzeugen und jetzt auch zum Teil im Luftverkehr. Dem Luftverkehr ist mit dieser Konstruktion, wie der militärischen Luftfahrt, ein Hilfsmittel von nicht zu unterschätzender Bedeutung geschenkt. Durch seine Vorteile erfährt hier besonders die Sicherheit des Fliegens und ferner seine Rentabilität eine Förderung. Die Genauigkeit des Kurssteuerns, die durch den Fernkompaß auf das Vielfache des bisher Erreichbaren gesteigert ist, vermindert den Betriebsstoffverbrauch, erleichtert das unbedingte Erreichen eines Zieles auch unter schwierigsten Umständen und verringert die geistige und Nervenanstrengung des Fliegers, was besonders für den Luftverkehr auf langen Strecken von Wert ist.

Es ist nicht Gegenstand dieser Ausführungen, auch die Verwendung dieser Erfindung für Seeschiffe zu erörtern. Die Parallelen sind leicht gezogen. Auch die weiteren Entwicklungsmöglichkeiten eröffnen gute Perspektiven. So ist es gelungen, das Anzeigeinstrument für Schiffe durch ein Relais zu ersetzen und durch dessen Vermittlung den Kompaß unmittelbar auf das Steuer wirken zu lassen. Eine derartige Anlage, die bereits fertig und erprobt ist, erweist die Entbehrlichkeit des Steuermannes und seine Ersetzung durch den automatisch und bedeutend präziser steuernden Kompaß. Die Seitensteuerung der unbemannten Flugzeuge beruht auf demselben Prinzip.

Über vom Winde getriebene Luftschrauben.

Von Dr.-Ing. Dr. phil. M. Munk.[1]

Vom Winde angetriebene Luftschrauben werden als kleine Kraftquellen, z. B. für die Funkapparate, viel verwendet. Sie sind im Grunde nichts anderes als kleinere Ausführungen der altbekannten Windmühlen. Sie unterscheiden sich aber von diesen doch merklich, weil sie nach anderen Gesichtspunkten entworfen werden. Bei einer Windmühle kommt es nämlich darauf an, bei kleinsten Anlagekosten eine möglichst große Leistung zu erzielen, gleichgültig, welche Leistung dem Winde dabei entzogen wird, denn der Wind kostet nichts. Bei an Fahrzeugen angebrachten Treibflügeln wird dagegen die Bremsung des Fahrzeuges schmerzlich empfunden, und man darf den Wirkungsgrad des Windrades nicht außer acht lassen. Da zudem bei diesen Flügeln die Geschwindigkeit des antreibenden Windes ziemlich unveränderlich und im voraus bekannt ist, so hat es Zweck, die in Betracht kommenden Verhältnisse zu klären und sich über die Gesichtspunkte für die Abmessungen solcher Flügel genauer Rechenschaft zu geben.

Es empfiehlt sich dabei, zuerst das Windrad als Ganzes inmitten der sich gegen sie bewegenden Luftmasse zu betrachten und sich erst hinterher den Vorgängen in der Nähe der einzelnen Flügelquerschnitte zuzuwenden. — An der Übertragung der Leistung von der bewegten Luft auf das für den Augenblick feststehend gedachte Windrad beteiligt sich vorzugsweise diejenige Luft, die durch den von dem Windrad bestrichenen Schraubenkreis hindurchtritt. Dieser Kreis hat die Größe $F = \frac{1}{4} D^2 \pi$, wenn mit D der größte Windraddurchmesser bezeichnet wird. Die durchtretende Luft wird dabei verlangsamt, und zwar nicht plötzlich, während sie den Kreis durchtritt, sondern die Verlangsamung fängt schon vorher an und setzt sich hinterher noch fort. Zuerst, in großer Entfernung vor dem Windrad hat die Luft in bezug auf das feststehend gedachte Rad die Geschwindigkeit v, die der Eigengeschwindigkeit des Fahrzeuges entgegengesetzt gleich ist. Beim Durchtritt durch den Schraubenkreis hat die Geschwindigkeit schon abgenommen und betrage v_m. Nach dem Durchtritt nimmt die Geschwindigkeit noch weiter ab, bis sie schließlich die Größe v_2 erreicht. v_m und v_2 sind dabei nur Mittelwerte, von denen die Geschwindigkeit in den einzelnen Punkten etwas abweichen kann. — Die Luftmenge, die sekundlich durch den Schraubenkreis hindurchtritt, hat den Rauminhalt $F \cdot v_m$ und die Masse $F v_m \varrho$, wo ϱ die Massen-

[1] Mit einem Zusatz: »Theorie der idealen Windkraftmaschine« von Wilh. Hoff, Adlershof.



dichte der Luft bedeutet. Es tritt also weniger Luft durch den Schraubenkreis hindurch, als es ohne Anwesenheit des Windrades der Fall sein würde; das sich drehende Windrad versperrt gewissermaßen den Kreis etwas.

Über das Maß, in welchem dies geschieht, lassen sich zahlenmäßige Angaben machen, sobald man die Größe der Axialkraft, d. h. des Widerstandes der Schraube kennt oder als bekannt voraussetzt. Zwischen v, v_m und v_2 herrscht immer eine von dieser Kraft unabhängige sehr einfache Beziehung, die auch in der Lehre von den Antriebsschrauben eine Rolle spielt. Die durch den Schraubenkreis hindurchtretende Luft gibt nämlich in der Zeiteinheit die Arbeit

$$N = F\, v_m\, \varrho/2\, [v^2 - v_2^2] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

an die Schraube ab, da sich um ebensoviel ihre Bewegungsenergie verringert. Sie übt dabei eine Axialkraft

$$P = F\, v_m\, \varrho\, [v - v_2] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

auf das Windrad aus, denn dies letztere ist die Verringerung des Impulses (Bewegungsgröße). Diese Kraft multipliziert mit dem Wege muß ebenfalls die Arbeit ergeben. Man erhält so die Gleichung

$$F \cdot v_m \cdot \frac{1}{2}\, \varrho \cdot [v^2 - v_2^2] = F \cdot v_m^2 \cdot \varrho \cdot [v - v_2] \quad . \quad (3)$$

und erkennt

$$v_m = \frac{1}{2}\,[v + v_2] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Die Durchtrittsgeschwindigkeit ist also stets das arithmetische Mittel aus der Anfangsgeschwindigkeit und der Endgeschwindigkeit.

Diese letztere Geschwindigkeit hängt nun von der Größe der Axialkraft ab. Aus Gleichung (2) ergibt sich direkt ihr Verhältnis zur Fahrtgeschwindigkeit zu

$$v_2/v = \sqrt{1 - \frac{P}{F \cdot \frac{1}{2}\, \varrho \cdot v^2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Diese Gleichung gibt Veranlassung, sich über die Wahl der Verhältniszahlen (Koeffizienten) zu entscheiden; denn offenbar ist das Verhältnis der Endgeschwindigkeit zur Anfangsgeschwindigkeit, die **Abbremsung**, maßgebend für die hauptsächlichen Beziehungen bei der Kraftentnahme. Nun ist der in (5) vorkommende Ausdruck $\frac{1}{2}\, \varrho\, v^2$ nichts anderes als der sonst mit q bezeichnete Staudruck der Fortbewegung des Fahrzeuges. In (5) kommt somit die Axialkraft vor, dividiert durch das Produkt von Schraubenfläche und Staudruck. Dieser Bruch ist ganz entsprechend gebildet wie die üblichen Auftriebszahlen und Widerstandszahlen umflossener Körper. Es ist naheliegend, ihn als Maß für die Größe der Schraubenbelastung zu benutzen. $P/F \cdot q$ soll mit c_s bezeichnet werden.

Der Wirkungsgrad η der Vorrichtung hängt, abgesehen von Reibungsvorgängen, allein von der Schraubenbelastung c_s ab. Er ist kleiner als 1, weil die Kraft von dem Fahrzeug mit der Geschwindigkeit v geliefert wird, das Windrad sich aber in einem Luftstrom von der kleineren Geschwindigkeit v_m befindet. Der Wirkungsgrad beträgt daher v_m/v oder umgeformt

$$\eta = \frac{1}{2}\,[1 + \sqrt{1 - c_s}] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Die nähere Betrachtung der Gleichung (2) für die Axialkraft und (6) für den Wirkungsgrad führt bereits zu einer recht eingehenden Übersicht über die grundlegenden Verhältnisse. Die Luft, die durch den Schraubenkreis hindurchtritt, kann ja nicht unbegrenzt abgebremst werden, sondern es ist allerhöchstens eine Abbremsung bis auf die Geschwindigkeit $v_2 = 0$ denkbar. In diesem Grenzfall wird $v_m = \frac{1}{2} \cdot v$, $c_s = 1$, und die Axialkraft erreicht ihren höchsten Wert; der Widerstand ist dann ungefähr ebenso groß wie der einer ebenen, quer in den Wind gestellten kreisrunden Scheibe von dem Durchmesser des Schraubenkreises. Der Wirkungsgrad ist bis auf $\frac{1}{2}$ heruntergegangen, und die Leistung der Schraube hat bereits wieder abgenommen. Diese Leistung erreichte ihren Höchstwert bereits bei einer Abbremsung auf $\frac{1}{3}$ der Anfangsgeschwindigkeit, $v_2 = \frac{1}{3}\, v$; sie beträgt alsdann

$$N_{\max} = 16/27\, q \cdot v \cdot F \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Die Belastungszahl ist dann $c_s = 8/9$, der Wirkungsgrad $\eta = 2/3$. Bei ganz kleiner Belastung ist der Wirkungsgrad fast 1.

Die eigentlichen Verluste durch Luftwiderstand und infolge ungleichmäßigen Durchströmens des Schraubenkreises sind hierbei noch nicht berücksichtigt. Die mechanischen Verluste durch Lagerreibung sollen überhaupt nicht in die Betrachtung einbezogen werden. Die ersteren Verluste bewirken aber schon, daß der Wirkungsgrad den berechneten Wert (6) nie erreicht. Dementsprechend weichen auch die übrigen Größen etwas von den berechneten ab. Bei dem in Betracht kommenden Betriebszustande des Windrades beträgt diese Abweichung aber nur wenige Prozent. Bei dem Windrad liegen die Verhältnisse in dieser Hinsicht besonders günstig. Einesteils pflegt die Schraubenbelastung c_s nicht sehr groß zu sein, kleiner als bei Antriebsschrauben. Infolgedessen ist der Verlust infolge ungleichmäßiger Verteilung der Belastung unmerklich und spielt insbesondere auch die Flügelzahl keine Rolle. Andernteils hat man in einem Windrade eine Vorrichtung, bei welcher das Strömen längs der Wandung im wesentlichen in einem Gebiete abnehmenden Druckes stattfindet. Die Prandtlsche Grenzschichtentheorie begründet, daß dies einen besonders kleinen Verlust durch Luftwiderstand zur Folge hat, und sich dann überhaupt die Verhältnisse den idealen mehr nähern.

Man betrachte nun den einzelnen Schraubenflügel wie einen kleinen Flugzeugflügel, der sich in dem Luftstrom von der Geschwindigkeit v_m (nicht v) auf einer Kreisbahn bewegt. Damit ist eigentlich alles für das Verständnis der Wirkungsweise des einzelnen Flügelteiles Nötige gesagt. Die Geschwindigkeit des auf den Flügel auftreffenden Luftstromes ist in verschiedenem Abstand von der Achse verschieden. Auch über die Verteilung des Schubs über den Durchmesser lassen sich nur ungefähre Angaben machen. Man kann deshalb nur mit Mittelwerten rechnen. Bei der Besprechung des folgenden Versuchsergebnisses soll rein formal statt der unbekannten mittleren Geschwindigkeit die Geschwindigkeit des äußersten Punktes der Rechnung zugrunde gelegt werden. Man hat dann mit einer zu großen Geschwindigkeit gerechnet und erhält infolgedessen eine zu kleine Auftriebszahl. Für die Übertragung des Ergebnisses auf andere Windräder schadet das nichts, ist vielmehr ganz bequem. Will man aber die bei Tragflügeln gefundenen Ergebnisse auf Windräder übertragen, so hat man zu berücksichtigen, daß man die erhaltene Auftriebszahl des Windradflügels mindestens verdoppeln muß, um die wirkliche durchschnittliche zu erhalten.

Nun zu der Messung. Diese fand an einem sechsflügeligen Windrade von 50 cm Durchmesser und 681 mm Steigung in einer Windstromanlage des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen statt. Der freie Strahl hat einen kreisförmigen Querschnitt von etwa 1 m Durchmesser. Die örtliche Gleichmäßigkeit des Luftstromes ist zufriedenstellend, doch läßt die zeitliche etwas zu wünschen übrig. Das Windrad saß während der Messung direkt auf der Achse einer Dynamomaschine von kreiszylinderförmiger Außenbegrenzung, vom Außendurchmesser 150 mm. Das Abflußende war gut verkleidet und zur glatten Abführung der Luft gut zugespitzt. Das Magnetfeld war mit unveränderlicher Spannung fremderregt und der Leistungsbedarf für jeden elektrischen Zustand unmittelbar vor dem Versuch gemessen. Die Umdrehungszahl wurde an einer gleichzeitig außerhalb des Luftstrahles rotierenden Scheibe gemessen, welche eine Öffnung hatte, so daß es möglich war, Übereinstimmung in der Umdrehungszahl beider Vorrichtungen zu beobachten und einzuregulieren. Für die Messung der Stromstärke, der Spannung und des Luftwiderstandes der ganzen an Drähten aufgehängten Einrichtung dienten übliche Instrumente.

Der Widerstand der Aufhängedrähte wurde nach dem Versuch besonders bestimmt und in Abrechnung gebracht. Desgleichen ist in der folgenden Zahlentafel der Widerstand der Dynamo ohne Windrad in Abzug gebracht, obwohl man

Zahlentafel 1.

Staudruck q kg/m²	Geschwindigkeit v m/s	Widerstand P kg	Dynamo-Widerstand P_1 kg	Leistung N Watt	Umdrehungszahl n U/min	Belastungszahl $c_s = P/F \cdot q$	Wirkungsgrad $\eta = N/P \cdot v \cdot g$	Fortschrittsgrad $\lambda = v/D \cdot \pi \cdot n$	Leistungsgrad $K_n = N/q \cdot v \cdot F \cdot g$
84	37,4	2,02	0,37	210	3600	0,122	0,287	0,397	0,035
80	36,4	3,18	0,35	990	3280	0,209	0,874	0,423	0,143
78,5	36,1	4,33	0,35	1305	3000	0,282	0,850	0,460	0,240
77	35,8	4,80	0,34	1430	2820	0,318	0,850	0,483	0,271
74,5	35,2	5,26	0,33	1410	2420	0,360	0,779	0,506	0,280
72	34,6	6,03	0,32	1300	1980	0,427	0,635	0,670	0,272
71	34,4	6,13	0,32	1180	1800	0,439	0,570	0,730	0,251
70,5	34,2	6,33	0,32	1100	1800	0,459	0,518	0,727	0,238
64	32,6	1,82	0,30	190	3200	0,145	0,328	0,389	0,047
62,5	32,2	2,85	0,29	745	2800	0,241	0,829	0,439	0,193
60	31,6	3,55	0,28	940	2350	0,302	0,855	0,514	0,258
57,5	30,9	4,54	0,27	935	1980	0,403	0,680	0,597	0,274
55,2	30,3	4,95	0,26	790	1470	0,458	0,537	0,786	0,246

die Berechtigung dieses Vorgehens auch bestreiten könnte. Dieser Widerstand ist in der Zahlentafel daher besonders angegeben, er ist nicht sehr groß. Das Profil der Windradflügel war ein modernes Flugzeugflügelprofil: unten fast eben, oben gleichmäßig gewölbt, vorne abgerundet, nach vorn, nicht nach unten zeigend.

In der Abb. der Versuchswerte bedeutet P den Widerstand abzüglich des Widerstandes der Dynamo, letzterer ohne

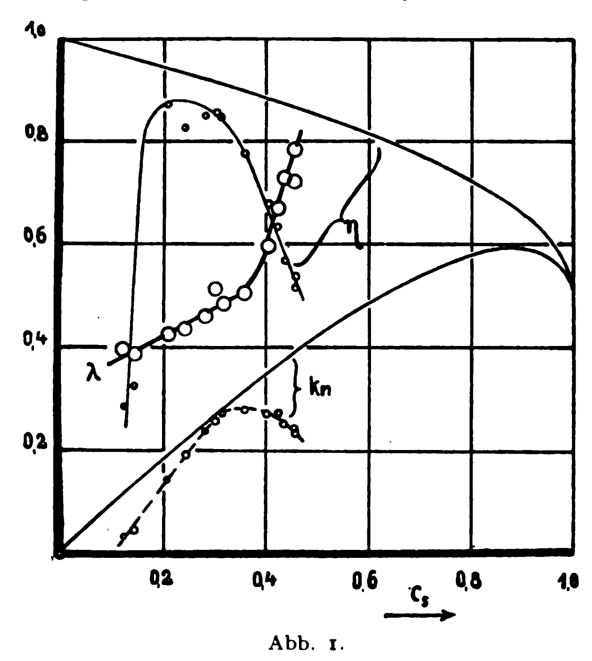


Abb. 1.

Windrad gemessen. Mit diesem Werte P sind alle übrigen Zahlen berechnet. N ist in Watt die vom Windrad an die Dynamo abgegebene Leistung. Unter dem Leistungsgrad k_n ist das Verhältnis dieser Leistung zu der Leistung $N_0 = F \cdot q \cdot v$, wo F die Windradkreisfläche, q den Staudruck und v die Geschwindigkeit des Luftstromes bedeutet, verstanden, also $k_n = N/N_0$. Der Wirkungsgrad η ist das Verhältnis der Leistung N zu der dem Winde entnommenen Leistung $P \cdot v$. Mit λ ist in der üblichen Weise das Verhältnis der Windgeschwindigkeit zur Umfangsgeschwindigkeit des Windrades bezeichnet.

Die Auftragung zeigt abhängig von der Belastungszahl c_s den Wirkungsgrad η und den Leistungsgrad k_n, und zwar sowohl wie ihn die Messung ergeben hat, als auch wie ihn für ideale Verhältnisse die am Anfang dieses Aufsatzes dargelegte Rechnung ergibt. Schließlich ist die Kurve für λ eingetragen und zeigt dem Auge die Veränderlichkeit der Umdrehungszahl, denn je kleiner λ, um so größer ist die Umdrehungszahl bei unverändert gedachter Fahrtgeschwindigkeit. — Man erkennt, daß innerhalb eines bestimmten Gebietes die Kurven der beobachteten Werte recht nahe an die dazugehörige Kurve der berechneten Werten herantreten. Es ist dies das Gebiet, in welchem der Anstellwinkel des Schraubenprofils ein angemessener ist. Bei einer weiteren Zunahme der Belastung nimmt die Leistung nicht mehr zu, sondern der Wirkungsgrad nimmt schnell ab. Dieser ist im günstigen Gebiet nur etwa 5 vH kleiner als der berechnete. Die Verschlechterung durch den Widerstand der Dynamo ist dabei noch nicht berücksichtigt.

In dem Gebiete des hohen Wirkungsgrades war die Umfangsgeschwindigkeit 78,5 m/s, was einem Staudruck von 372 kg/m² entspricht. Der Staudruck der resultierenden Geschwindigkeit ist um den Staudruck der Fahrtgeschwindigkeit größer und beträgt 450,4 kg/m². Der Axialdruck betrug 4,33 kg und die gesamte Fläche aller Flügel betrug 0,066 m². Daraus ergibt sich eine Auftriebszahl $\overline{c_a} = 0{,}14$. Die wirkliche Auftriebszahl wird wohl etwa doppelt so groß sein. Der Anstellwinkel ist fast genau 0°; der Flügel wird in Richtung seiner Sehne angeblasen, was mit der Größe der Auftriebszahl nicht im Widerspruch steht.

Für den Entwurf derartiger Windflügel folgt aus der dargelegten Theorie und wird von dem Ergebnis der Messung bestätigt:

Man schätzt unter erster Annahme des Wirkungsgrades von 80 vH die Axialkraft und wählt den Durchmesser so, daß die Belastungszahl c_s 0,3 bis 0,5 beträgt. Im letzteren Falle hat man schon eine weitere Verminderung des Wirkungsgrades um einige Prozent. Man kann auch von der Leistung ausgehen und k_n zu 0,25 ansetzen. Die Gesamtfläche aller Flügel wird alsdann so bemessen, daß auf den Staudruck des äußersten Punktes bezogen die Auftriebszahl c_a 0,15 (bis 0,20) beträgt. Die Steigung endlich wird so bemessen, daß bei der Geschwindigkeit $v_m = \frac{1}{2} v \left[1 + \sqrt{1 - c_s}\right]$ kein Slip ist, sondern diese Geschwindigkeit $s \cdot n/60$ beträgt, wo s die Steigung. Für die Anzahl der Flügel sind nur konstruktive Rücksichten maßgebend.

Beispiel. Es sei ein Windrad zu entwerfen, das in 1000 m Höhe bei $v = 36$ m/s Geschwindigkeit eine Umdrehungszahl $n = 3500$ i. d. min bei $N = 5{,}5$ PS Belastung annimmt.

1. Die Luftdichte beträgt in der Höhe H

$$\varrho = \frac{1}{8} \cdot 0{,}9^{H/1000} = \frac{1}{8} \cdot 0{,}9^1 = \frac{1}{8{,}9}.$$

2. Der Staudruck beträgt

$$q = v^2 \varrho/2 = \frac{36^2}{2 \cdot 8{,}9} = 73 \text{ kg/m}^2.$$

3. Bei dem zuerst angenommenen Wirkungsgrad von $\eta = 0{,}8$ ist

$$P = \frac{75\,N}{v \cdot \eta} = \frac{75 \cdot 5{,}5}{36 \cdot 0{,}8} = 14{,}3 \text{ kg}.$$

4. c_s werde zu 0,4 gewählt. Dann wird

$$F = \frac{P}{q \cdot c_s} = \frac{14{,}3}{73 \cdot 0{,}4} = 0{,}49 \text{ qm} = D^2 \frac{\pi}{4}; \quad D = 0{,}791 \text{ m}.$$

D gewählt zu 0,8 m.

5. Die Umfangsgeschwindigkeit ist

$$u = D \cdot \pi \cdot \frac{n}{60} = 0{,}8 \cdot \pi \cdot \frac{3500}{60} = 146{,}5 \text{ m/s}.$$



6. Der zugehörige Staudruck ist

$$q' = u^2 \cdot \varrho/2 = \frac{146{,}5^2}{2 \cdot 8{,}9} = 1220 \text{ kg/m}^2,$$

der gesamte Staudruck $q'' = q + q' = 1220 + 73 = 1293$ kg m².

7. $\bar{c}_a$ werde zu 0,15 gewählt, dann ist

$$f = \frac{P}{\bar{c}_a \cdot q'} = \frac{14{,}3}{0{,}15 \cdot 1293} = 0{,}0738 \text{ qm}.$$

8. Bei $i = \underline{4}$ Flügel und einer Flügellänge $L = 0{,}3$ (durch die Nabe geht etwa 100 mm verloren) ist die Flügelbreite B

$$B = \frac{A}{i \cdot L} = \frac{0{,}0738}{4 \cdot 0{,}3} = 0{,}0615 \text{ m}.$$

Größte Breite zu 65 mm gewählt.

9. $v_m = \frac{1}{2} v \left[1 + \sqrt{1 - c_s}\right] = \frac{1}{2} \cdot 36 \left[1 + \sqrt{1 - 0{,}4}\right] = 31{,}9$ m/s.

10. Die Steigung S ist

$$S = \frac{v_m}{n/60} = \frac{31{,}9 \cdot 60}{3500} = 0{,}549 \text{ m}.$$

Zusatz[1]) „Theorie der idealen Windkraftmaschine".

Von Wilh. Hoff, Adlershof.

Die zuerst von Finsterwalder begründete, alsdann von Bendemann und Prandtl vervollständigte Theorie der idealen Strahlbewegung[2]) besitzt für die Erkenntnis der Wirkung der Luftschrauben grundlegende Bedeutung. Diese Theorie ist auch auf die ideale Windkraftmaschine anwendbar und führt dort zu einfachen, das Wesen der Windkraftmaschinen klärenden Folgerungen, die als reife Früchte der früheren Arbeiten leicht gepflückt werden konnten.

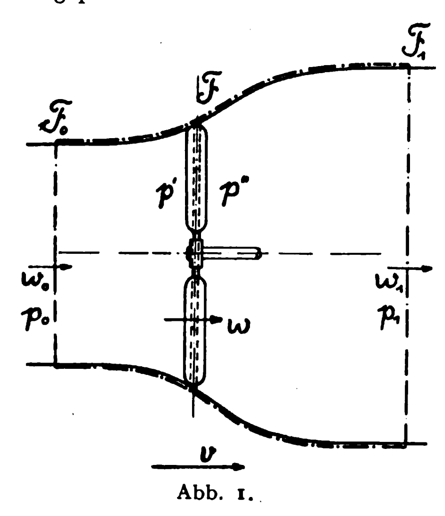


Abb. 1.

Es bezeichne[3]) in folgendem (vgl. Abb. 1):
v m/s Windgeschwindigkeit in der freien Strömung,
ϱ kgs²/m⁴ Massendichte der Luft,
p kg/m² statischer Druck im freien Luftstrom,
Q m³/s sekundliches im Strahl gefördertes Luftvolumen,
S kg Widerstand des Windrades (P),
L kgm/s theoretisch entnehmbare Leistung (N),
L_{pr} kgm/s praktisch entnommene Leistung,

vor	in	hinter	
der Windkraftmaschine			
F_0	F	F_1	m² Strahlquerschnitt
$w_0 = v$	$w\,(v_m)$	$w_1\,(v_2)$	m/s Geschwindigkeit
$p_0 = p$	$p'\ p''$	$p_1 = p$	kg/m² statischer Druck

$$\frac{w_1}{v} = \alpha = \frac{\text{Geschwindigkeit hinter der Windkraftmaschine}}{\text{Windgeschwindigkeit}},$$

$$\frac{2L}{\varrho v^3 F} = \mathfrak{l} \text{ Leistungsgrad } (k_n),$$

$$\frac{2S}{\varrho v^2 F} = \mathfrak{b} \text{ (Belastungsgrad } (c_s),$$

$$\frac{L}{Sv} = \eta_{th} \text{ theoretischer Wirkungsgrad } (\eta),$$

$$\frac{L_{pr}}{Sv} = \eta \text{ praktischer Wirkungsgrad},$$

$$\frac{L_{pr}}{L} = \frac{\eta}{\eta_{th}} = \zeta \text{ Gütegrad},$$

$$\lambda = \frac{\text{Windgeschwindigkeit}}{\text{Umfangsgeschwindigkeit}} = \text{Fortschrittsgrad}.$$

In gleicher Weise, wie es Prandtl[1]) für die Luftschrauben getan hat, kann als Windkraftmaschine eine Vorrichtung angesehen werden, welche auf einer beliebigen Fläche F innerhalb einer gegebenen geschlossenen Randkurve einen Drucksprung derart erzeugt, daß jedes durch die Fläche durchtretende Luftteilchen eine Druckverminderung von dem konstanten Betrage Δp erfährt. Es wird wie dort angenommen, daß die geschlossene Randkurve ein Kreis ist, da einerseits dadurch die Rechnungen übersichtlicher werden und andererseits die Windkraftmaschinen durchweg kreisförmigen Umriß besitzen. Der Drucksprung erzeugt hinter der Windkraftmaschine einen Strahl, in welchem niedrigere Geschwindigkeit herrscht als außerhalb.

Wenn w die im allgemeinen von Punkt zu Punkt veränderliche und nicht senkrecht zur Fläche stehende Durchflußgeschwindigkeit an irgendeiner Stelle der Fläche ist, so ergibt die Bernoullische Gleichung für den vorderen

$$p_0 + \frac{1}{2} \varrho^2 = p' + \frac{1}{2} \varrho w^2. \quad \ldots \quad 1)$$

und für den hinteren Teil der betrachteten Stromlinie

$$p_0 + \frac{1}{2} \varrho w_1^2 = p'' + \frac{1}{2} \varrho w^2 \quad \ldots \quad 2)$$

durch Substraktion von (1) und (2) erhält man

$$\Delta p = p' - p'' = \frac{1}{2} \varrho (v^2 - w_1^2) \quad \ldots \quad 3)$$

Eine erste Anwendung des Impulssatzes auf eine eng vor und hinter die Drucksprungsfläche gelegte Kontrollfläche (in Abb. 1 gestrichelt) ergibt

$$\varrho F w^2 + p' F - (\varrho F w^2 + p'' F) = \Delta p F =$$
$$= \frac{1}{2} \varrho (v^2 - w_1^2) F = \frac{v^2}{2} \varrho F (1 - \alpha^2) = S \quad . \quad 4)$$

also eine Druckwirkung ohne Impulsänderung.

Bei Einführung eines Belastungsgrades:

$$S = \frac{\mathfrak{b} F v^2 \varrho}{2} \quad \ldots \quad 4a)$$

$$\mathfrak{b} = (1 - \alpha^2) \quad \ldots \quad 5)$$

In Abb. 2 ist der Verlauf der b-Werte in Abhängigkeit von α, welcher Wert zwischen 0 und 1 wechseln kann, eingetragen.

[1]) Unabhängig von, aber etwas später als die Untersuchung von Dr.-Ing. Dr. phil. Max Munk wurde nachfolgender Aufsatz (29. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt) geschrieben. Er wird, um die wichtigen, bisher nicht genügend gewürdigten Zusammenhänge zwischen Luftschraube und Windkraftmaschine nochmals hervorzuheben, der vorstehenden Arbeit von Dr.-Ing. Dr. phil. Max Munk angeschlossen. Auf die ebenfalls etwa gleichzeitig entstandene Untersuchung von Dipl.-Ing. Dr. phil. Albert Betz, Göttingen, »Die Ausnutzung des Windes durch Windmotoren«, Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen, Jahrgang 1920 wird verwiesen.

[2]) Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt Jahrgang 1910, Seite 177 ff., Jahrgang 1918, Seite 34 ff. Bendemann, Luftschraubenuntersuchungen, Heft I, R. Oldenbourg, München 1911, Seite 10. Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Band II, Seite 53 ff.

[3]) Die Munkschen Bezeichnungen sind, wo abweichend, in Klammern daneben gesetzt.

[1]) Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Band II, Seite 78 ff.

In diesem Zusatz ist die Darstellung in Abhängigkeit von α, des Verhältnisses der Geschwindigkeit hinter der Windkraftmaschine zur Windgeschwindigkeit gewählt worden, da diese beiden Geschwindigkeiten bei ortsfesten Windkraftmaschinen gemessen werden können, während der Schub S nur mit besonderen Hilfsmitteln erfaßt werden kann. Es lassen sich Meßgeräte denken, welche dieses Verhältnis α zur Einregelung der Windkraftmaschinen auf Leistung benutzen.

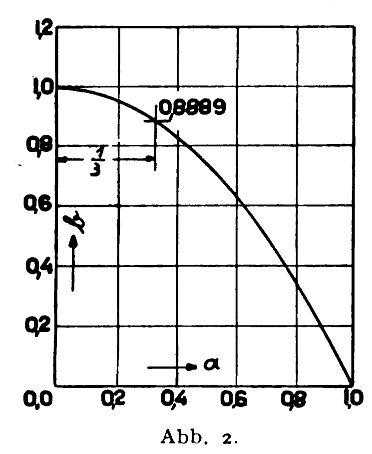


Abb. 2.

Bei einer zweiten Anwendung des Impulssatzes auf eine erweiterte Kontrollfläche (in Abb. 1 strichpunktiert), welche von den die Randkurve durchsetzenden Stromlinien und zwei genügend weit entfernten Abschlußflächen gebildet wird, ist zu beachten, daß außerhalb dieser Kontrollfläche überall derselbe Druck $p = p_0$ herrscht, und daß infolgedessen die Resultierende der Druckkräfte Null ist. Eine Impulsänderung macht einen Schub an der im Innern der Kontrollfläche befindlichen Kraftmaschine erforderlich.

$$\varrho F_0 v^2 + F_0 p_0 + (F_1 - F_0)\, p - F_1 p_1 - \varrho F_1 w_1^2 = S \quad . \quad 6)$$

Da $p_0 = p = p_1$ und da $Q = F_0 v = F w = F_1 w_1 = F_1 v \alpha$ wird

$$\varrho Q v - \varrho Q w_1 = \varrho Q (v - w_1) = \varrho v Q (1 - \alpha) = S.$$

Werden die mit Hilfe des Impulssatzes gewonnenen beiden Beziehungen miteinander verbunden, so werden

$$Q = \frac{1}{2} F v (1 + \alpha); \quad w = \frac{1}{2} v (1 + \alpha) \quad . \quad . \quad . \quad 7)$$

und

$$F_1 = \frac{1}{2} F \frac{(1 + \alpha)}{\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 8)$$

sowie

$$\frac{2}{(1 + \alpha)} F_0 = F = \frac{2\alpha}{(1 + \alpha)} F_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 9)$$

Der auf die enge Kontrollfälche angewendete Energiesatz liefert

$$\frac{w^2}{2} \varrho Q + F p' w - \left(\frac{w^2}{2} \varrho Q + F p'' w\right) =$$

$$Q \Delta p = \frac{1}{4} \varrho F v^3 (1 + \alpha)(1 - \alpha^2) = L \quad . \quad . \quad 10)$$

Dieselbe Beziehung wird auf Grund folgender Überlegung gefunden. Um eine Strömung Leistung zu entnehmen, ist es notwendig, daß die Kraftmaschine gegen den auf sie lastenden Druck S im Strom gehalten wird. Hierzu ist ein Leistungsaufwand von Sv notwendig. Von diesem Aufwande wird L gewonnen. Der Betrag

$$\frac{1}{2} \varrho F_1 w_1 (v - w_1)^2 = \frac{1}{4} \varrho F v^3 (1 + \alpha)(1 - \alpha)^2$$

verbleibt im Abstrom. Die drei Größen sind also miteinander verbunden durch

$$L = S v - \frac{v^3}{4} \varrho F (1 + \alpha)(1 - \alpha)^2 = \frac{1}{4} \varrho F v^3 (1 + \alpha)(1 - \alpha^2) \quad . \quad . \quad . \quad 11)$$

Mit Einführung des Leistungsgrades erhält man

$$L = \frac{l \varrho F v^3}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 11a)$$

es wird

$$l = \frac{1}{2} (1 + \alpha)(1 - \alpha^2) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 12)$$

In Abb. 3 ist der Verlauf von l in Abhängigkeit von α aufgetragen. l erhält sein Maximum für $\alpha = 1/3$, wie durch Differentiation der Gleichung (12) leicht gefunden wird Es ist

$$l_{max} = \frac{16}{27} = 0{,}5926.$$

Hiermit wird

$$\boxed{L_{max} = \frac{8}{27} \varrho F v^3} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 13)$$

Die Gleichung (13) besagt, daß die höchst mögliche Leistung einer Windkraftmaschine nur für den Fall, daß die Geschwindigkeiten vor und hinter ihr im festen Verhältnis drei zu eins stehen, erreicht werden kann, und daß die höchste Leistung außer von dieser Bedingung, den Abmessungen und der verfügbaren Luftmassendichte nur noch von der dritten Potenz der Geschwindigkeit abhängig ist.

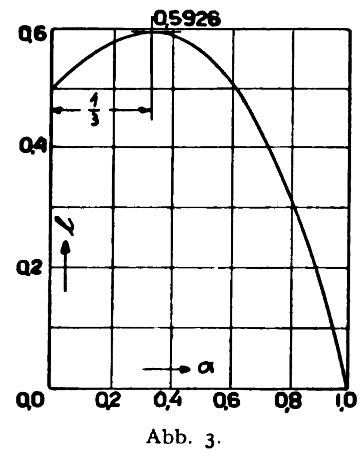


Abb. 3.

Der theoretisch erzielbare Wirkungsgrad einer Windkraftmaschine ist gegeben durch

$$\eta_{th} = \frac{L}{S v} = \frac{\frac{v^3}{4} \varrho F (1 + \alpha)(1 - \alpha^2)}{\frac{v^3}{2} \varrho F (1 - \alpha^2)} = \frac{1}{2} (1 + \alpha) \quad 14)$$

das ist bei verschiedenen α-Werten die Gleichung einer Geraden (vgl. Abb. 4). Für $\alpha = 1/3$ wird

$$\eta_{th} = \eta_{th\,L\,max} = 2/3 = 0{,}667 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 15)$$

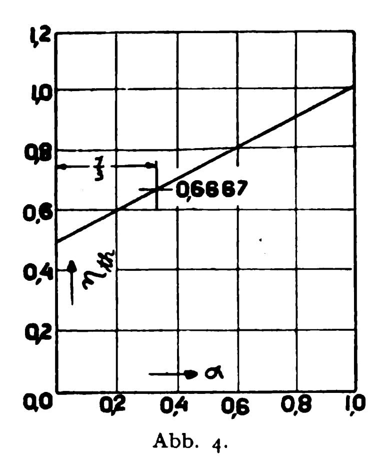


Abb. 4.

Dies Ergebnis ist wenig erfreulich, da es unerbittlich aussagt, daß schon im idealen Falle 1/3 der verfügbaren Windleistung unerfaßbar ist und der Nutzbarmachung verloren geht.

Der größte von der Windkraftmaschine aufzunehmende Schub wird für $\alpha = 0$ erreicht. Hierfür wird

$$b = b_{max} = 1 \text{ und}$$

$$S_{max} = \frac{1}{2} \varrho v^2 F \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 16)$$

Bei der Entnahme der Höchstleistung ist jedoch nach Gleichung (5) nur b = 8/9 und

$$S_{L\max} = \frac{4}{9} \varrho v^2 F \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 17)$$

Die Werte (16) und (17) sind nur unwesentlich voneinander verschieden, da

$$\frac{S_{L\max}}{S_{\max}} = \frac{8/9}{1} = 0{,}889.$$

Ausgeführte Windräder können infolge auftretender Reibungs- und Wirbelverluste diese Höchstwerte nicht erreichen. Es ist berechtigt, Erfahrungen an guten Luftschrauben, wo Gütegrade von $\zeta = 0{,}85$ bis 0,90 erzielt worden sind, auf Windräder zu übertragen und auch dort ähnliche, vielleicht infolge der geringeren Strömungsgeschwindigkeiten auch noch bessere Gütegrade zu erwarten[1]). Führt man $\zeta = 0{,}9$ ein, so erhält man als praktischen Wirkungsgrad bei Höchstleistung

$$\eta_{L\max} = \zeta\, \eta_{th\, L\max} = \frac{2 \cdot 0{,}9}{3} = 0{,}6 \quad . \quad . \quad . \quad 18)$$

und die praktisch erreichbare Höchstleistung selbst

$$L_{pr\max} = \zeta\, L_{\max} = \frac{8 \cdot 0{,}9}{27} \varrho F v^3 \cong 0{,}26\, \varrho F v^3 \quad . \quad 19)$$

Der Theorie der idealen Windkraftmaschine können verschiedene Betrachtungen angeschlossen werden:

1. Vielfach ist üblich[2]), als höchste verfügbare Leistung die, die Windradfläche F sekundlich treffende lebendige Kraft $\frac{1}{2}\varrho v^3 F$ des ungeteilten Strahles anzusehen und als Wirkungsgrad einzufügen:

$$\eta'_{th} = \frac{L}{1/_2\, \varrho\, v^3 \cdot F} = \frac{1}{2}\,(1 + a)\,(1 - a^2).$$

Diese Beziehung ist übereinstimmend mit Gleichung (12) für den Leistungsgrad l und ist durch Abb. 3 in Abhängigkeit von a dargestellt.

Diese Auffassung führt leicht zu falschen Vorstellungen, wenn man den Begriff »Wirkungsgrad« beibehält, welcher das Verhältnis der gewonnenen zur aufgewendeten Leistung kennzeichnet, da für den Fall $a = 1$ der volle Strahl durch die Windradfläche F hindurchtritt. In diesem Falle ist aber nach Gleichung (14) $\eta_{th} = 1{,}00$ und Leistung wird nicht mehr entnommen.

Dagegen bildet die Bezeichnung Leistungsgrad einen geeigneten Begriff zur Beurteilung einer Windkraftmaschine.

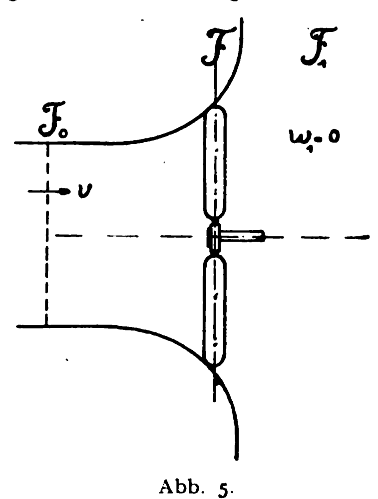


Abb. 5.

2. Für $w_1 = 0$ bzw. $a = 0$ werden

$$L = 1/_4\, \varrho F v^3; \quad 2 F_0 = F = 0\, F_1 \text{ und } \eta_{th} = \frac{1}{2}$$

wie in der Abb. 5 gezeigt ist. Die Übereinstimmung in Formel und Aussehen des Strömungsbildes einer Luftschraube im Stand ist vorhanden, sobald man die Richtungspfeile der Strömung umkehrt. Eine solche Windkraftmaschine »im Stand« ist infolge der auch außerhalb des begrenzten Zuflußstrahles fließenden Stromes undenkbar.

3. Nimmt man $a > 1$, so kommen die Formeln in den Bereich der Luftschrauben. Es werden

$$S = -\frac{1}{2} v^2 \varrho F (a^2 - 1)$$

und

$$L = -\frac{1}{4} \varrho F (a^2 - 1)(a + 1)$$

sowie

$$\eta_{th} = \frac{S \cdot v}{L} = \frac{2}{(a + 1)}.$$

Die negativen Vorzeichen bedeuten, daß Schub erzeugt und Leistung verbraucht werden. In Abb. 6 ist der Zusammenhang der l, b und η_{th}-Kurven für Windrad und Luftschraube bildlich dargestellt.

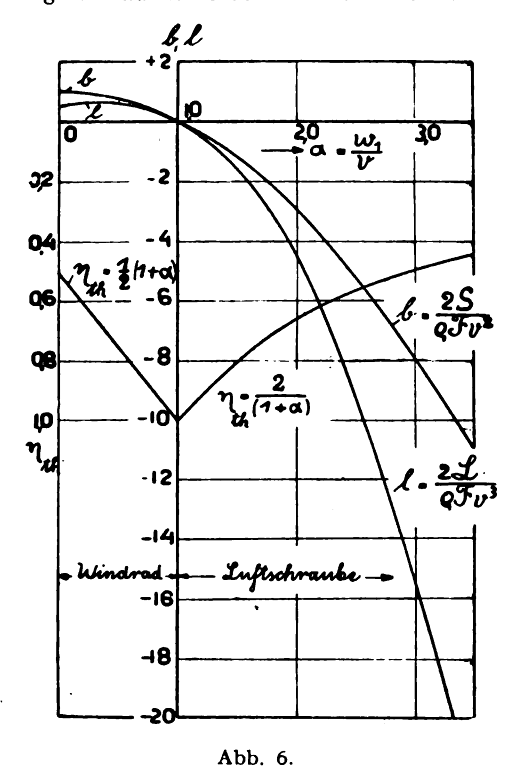


Abb. 6.

Die Formeln lassen sich mühelos in die in der Theorie der idealen Luftschraube üblichen Umformen, wo es ungebräuchlich ist, das Verhältnis der Strahlgeschwindigkeiten in die Rechnung einzuführen.

4. Nachdem allgemein nachgewiesen ist, daß durch eine in freier Strömung stehende Windkraftmaschine nicht mehr als $^2/_3$ der verfügbaren Windleistung nutzbar gemacht werden kann, ist auch die Frage, ob durch Leitvorrichtungen u. dgl. eine Verbesserung zu erzielen ist, zu verneinen. Sollte aus praktischen Gründen trotzdem verlangt werden, die drehenden Maschinenteile möglichst klein zu halten, so ist zu prüfen, ob die verfügbare Luftmenge in einer besonders gestalteten Vorrichtung (Düse) mit höherer Geschwindigkeit und auf kleinerem Querschnitt dem Windrade zugeführt werden kann. Sollte diese Forderung in gewissen Grenzen ausführbar sein, so werden doch durch solche Vorrichtungen der Widerstand der gesamten Anlage vergrößert, ihre Verluste vermehrt und der Gesamtwirkungsgrad verringert. Es ist fraglich, ob die Vorzüge des klein gehaltenen Rades diese Nachteile aufwiegen können.

5. Eine von freier Strömung getriebene Windkraftmaschine hat mit einer Luftschraube nähere Verwandtschaft, als mit einer Turbine. Bei Luftschrauben führten die einfachsten Ausführungen mit wenig Blättern zum Erfolg. Dies darf auch für die Räder der Windkraftmaschinen erwartet werden.

[1]) **Munk** erhält bei einem b $(c_s) = \sim 0{,}25$ einen Gütegrad von $\zeta = \frac{0{,}88}{0{,}94} = \sim 0{,}94$, also einen sehr hohen Wert. Bei ortsfesten Windkraftmaschinen ist anzustreben, solche Gütegrade für Leistungsgrade im Bereiche von l $(k_n) = 0{,}59$ zu gewinnen.

[2]) Z. B. »Hütte« 22. Aufl. Bd. II. S. 2.

La Cour[1]) hat schon 1897 erkannt und ausgesprochen, daß die Arbeitsleistung einer Windkraftmaschine nicht mehr der Flügelanzahl wächst, sondern, daß eine übertriebene Vermehrung der Flügel die Arbeitsleistung vermindert. Er faßt seine Untersuchungen an der Versuchsmühle zu Askov zusammen: »Die Form, welche die größte Arbeitsleistung darbietet, ist ähnlich derjenigen, zu welcher das Menschengeschlecht durch hundertjährige Erfahrungen gelangt ist, ohne, daß man jedoch ein eigentliches Verständnis der Zusammenhänge gehabt hat«. La Cour lehnt Windräder mit vielen Schaufeln ab und spricht ihnen nur gewisse Vorteile beim »Antrieb« (Ingangsetzen vom Stillstand aus) zu, eine Erscheinung, welche durch die ungünstigen Flügelanstellwinkel des stehenden Rades mit wenig Schaufeln erklärt werden kann, da nach La Cour Windrosenflügel größere Blattsteigung besitzen müssen und infolgedessen diesem Übelstande nicht so sehr ausgesetzt sind. Es sei hier bemerkt, daß la Cour unabhängig von anderen die Vorzüge der geknickten Flügel vor ebenen Flügeln gefunden hat. Er empfiehlt als besonders günstig einen Querschnitt, welcher in $\frac{1}{4}$ oder $\frac{1}{6}$ Tiefe von der Vorderkante um 3 bis 4 vH der Sehnentiefe gebrochen ist.

Wie weit neuzeitliche Flügelquerschnitte den Leistungsgewinn von Windkraftmaschinen zu verbessern imstande sind, und ob die la Courschen Folgerungen über die Blattzahl bei neuzeitlicher Versuchsanordnung bestätigt werden, müssen entsprechende systematische Untersuchungen lehren. Die von Munk über die Blattzahl gezogenen Schlüsse bekräftigen die la Courschen Behauptungen nicht.

schauung über die Unterschiede zwischen gleichförmigen und zeitlich geradlinig schwankend angenommenen Wind gleicher mittlerer Stärke. Steht beispielsweise ein mittlerer Wind von $v = 10$ m/s zur Verfügung, welcher zwischen 3 und 17 m/s geradlinig (ein in der Natur nicht vorkommender, nur der Vereinfachung halber gewählter Fall) schwankt, so ist als Geschwindigkeit $v' = 11{,}6$ m/s in die Leistungsberechnung einzusetzen. Es könnte, da $v' > v$ ist, scheinen, als ob für eine Windkraftmaschine stoßweiser Wind wünschenswert wäre. Dies ist nicht der Fall, da keine Windkraftmaschine solchen harten Schwankungen folgen und deshalb unter ähnlichen Verhältnissen mit Verlusten arbeiten wird.

7. Ein Windrad werde auf gleichbleibende Leistung L_0 bei wechselndem Wind eingeregelt. Die Frage wird gestellt, welche Schübe das Windrad bei wechselndem Winde erfährt. Wenn die Koeffizienten β und ε die Verschiedenheiten von v^2 und a kennzeichnen, bestehen die Beziehungen

$$L_0 = \frac{1}{4}\varrho v_0^3 F (1 + a_0)(1 - a_0^2) = \frac{1}{4}\varrho \beta^{3/2} v_0^3 F (1 + \varepsilon a_0)(1 - \varepsilon^2 a_0^2)$$

$$S_0 = \frac{1}{2}\varrho v_0^2 F (1 - a_0^2)$$

$$S = \frac{1}{2}\varrho \beta v_0^2 F (1 - \varepsilon^2 a_0^2).$$

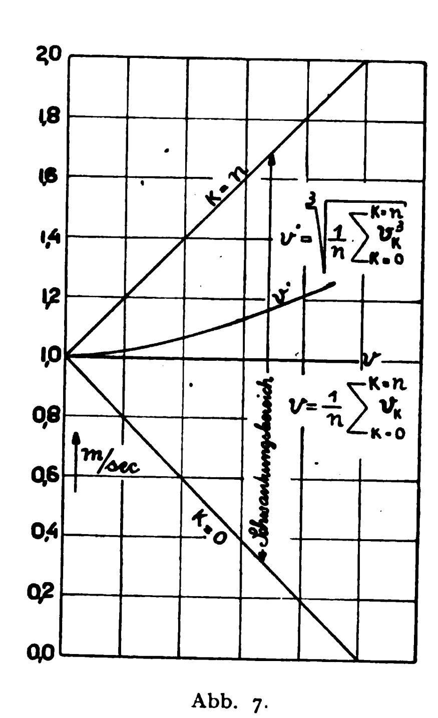


Abb. 7.

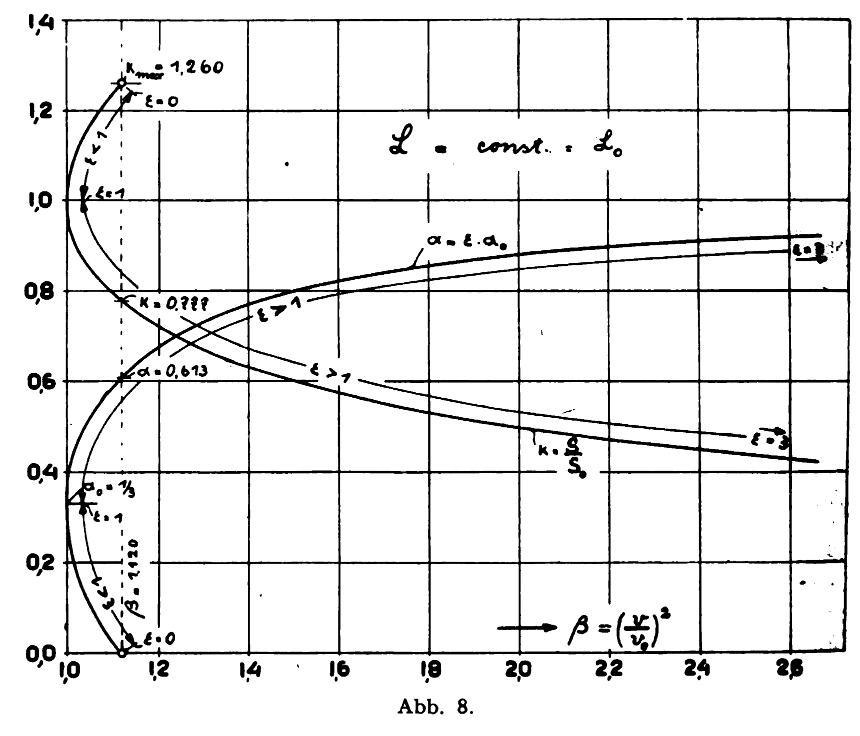


Abb. 8.

Die gebräuchlichen Luftschrauben arbeiten mit einem Leistungsgrad von $l = 0{,}3$ bis $0{,}6$. Da der günstigste Leistungsgrad der Luftschraube in der Nähe von $l = 0{,}59$ liegt, werden leistungsfähige Windräder mit Luftschrauben hoher Leistungsbelastung am meisten verwandt sein.

6. Die Windgeschwindigkeit v ist in dieser Theorie als gleichförmig angesehen. Die vorkommenden Winde, namentlich solche in Bodennähe, sind in weiten Grenzen ungleichmäßig, schwanken um Mittelwerte und sind von der Örtlichkeit und der Richtung abhängig. Für die Leistungsentnahme sind die dritten Potenzen der Windgeschwindigkeiten maßgebend. Zur Feststellung der im Winde gebotenen mittleren Leistung sind also die dritten Potenzen der Geschwindigkeiten zu mitteln. Abb. 7 gibt für die Leistungsberechnung eine An-

Hieraus erhält man

$$\frac{S}{S_0} = \left[\frac{(1 + a_0)(1 - \varepsilon a_0)}{(1 - a_0)(1 + \varepsilon a_0)}\right]^{1/3} = \varkappa$$

$$\beta = \left[\frac{(1 + a_0)(1 - a_0^2)}{(1 + \varepsilon a_0)(1 - \varepsilon^2 a_0^2)}\right]^{2/3}$$

sowie nach Elimination von ε

$$\beta = \left[\frac{1 + a_0 + \varkappa^3 (1 - a_0)}{2\varkappa}\right]^2$$

für einen Ausgangswert $a_0 = \frac{1}{3}$ sind auf Abb. 8 in Abhängigkeit von β der Verlauf der $\varkappa$-Werte und der zugehörigen a-Werte aufgetragen. Man erkennt, daß mit wachsendem β, also mit wachsendem Staudruck der $\varkappa$-Wert und damit auch der auf das Windrad ausgeübte Schub abfallen, wenn die Leistungsentnahme mit Werten $\varepsilon > 1$ erfolgt und ansteigt, wenn $\varepsilon < 1$. Der Höchstwert $\varkappa = 1{,}26$ wird für $\varepsilon = 0$ bei $\beta = 1{,}120$ erreicht. Da bei $a_0 = \frac{1}{3}$ die höchste Leistung entnommen wird, ist, da gleichbleibende Leistung vorausgesetzt wird, $\beta < 1$

[1]) Ingeniøren 1897 Nr. 10. Ferner die Windkraftmaschinen und ihre Anwendung zum Antrieb von Elektrizitätswerken von Professor Paul la Cour, Vorsteher der Versuchmühle zu Askov bei Vejen, Deutsch von Dr. Joh. Kaufmann, Leipzig 1905, M. Heinsius Nachfolger.

unmöglich. Für die Werte zwischen $1 < \beta < 1{,}120$ sind nach der Rechnung zwei Einstellungen mit verschiedenem Schub möglich. Da die obere Einstellung auf demjenigen Kurvenast liegt, welcher zur unmöglichen Windkraftmaschine im Stand führt, und da dort die durch die Windradfläche F durchtretende Geschwindigkeit $w = \frac{1}{2} v (1 + a)$ kleiner wird, also bei gegebenem günstigsten Fortschrittsgrad λ eines Rades geringere Drehzahlen und kleinere Drehmomente des Rades verursacht, ist zu folgern, daß dieser Kurvenast praktisch nicht in Frage kommt, und daß bei wechselndem Staudruck stets der untere und abfallende Kurvenast von $\varkappa$ zu berücksichtigen ist. Dies Ergebnis ist für die »durchgehende« Windkraftmaschine von Wichtigkeit und besagt, daß die Schübe auf das Traggerüst einer Windkraftmaschine nicht ungeahnt wachsen können, sondern allein von der entnommenen Höchstleistung abhängig sind.

8. Eine Arbeit [1]), welche kürzlich an viel gelesener Stelle veröffentlicht wurde, soll mit der hier entwickelten Theorie der idealen Windkraftmaschine verglichen werden.

Baudisch, Wien, führt seine Theorie auf diejenige der Wasserkraftmaschinen zurück und denkt sich die Windkraftmaschine unter einem durch den Luftdruck und das spezifische Luftgewicht errechneten Luftspiegel arbeitend. Ganz allgemein unterscheidet er Überdruck-, Gleichdruck- und Unterdruckwindräder. Nach ihm kann ferner die Luft in den Zellen eine Relativbeschleunigung erfahren, von gleicher Geschwindigkeit bleiben oder eine Relativverzögerung durchmachen und endlich können die Zellen von außen, in Richtung der Achse, und von innen beaufschlagt werden. Baudisch erhält somit 27 verschiedene denkbare Bauweisen, von welchen jedoch nur 13 als baumöglich verbleiben und nur einer, nämlich einer Überdruck- oder Gleichdruckturbine mit Relativbeschleunigung der Luft in den Radzellen und mit innerer Beaufschlagung der Vorrang zu geben ist. Er untersucht ferner die Strömungsvorgänge vor, in und hinter der Windkraftmaschine und kommt dabei zu dem Schluß, daß das Strömungsbild hinter dem Windrad demjenigen vor demselben nahezu spiegelbildgleich sei. Der von ihm dargestellte vordere Teil entspricht etwa demjenigen Bild, welches wir uns von dem Strahl der Windkraftmaschine (vgl. Abb. 1) gemacht haben. Das Bild des rückwärtigen Teils muß jedoch als durchaus irrtümlich bezeichnet und statt dessen auf Abb. 1 verwiesen werden. Er entnimmt versehentlich der Bendemannschen Betrachtung der Luftschraube am Stand für seine Rechnung ein Verhältnis der Durchmesser, welches dort als Verhältnis der Flächen steht und welches bei Baudisch, da die Windkraftmaschine in »Fahrt« sich befindet, in dieser Gestalt nicht genommen werden darf. Baudisch rechnet mit der Zähigkeit der Luft und macht diese für die Schirmwirkung vor dem Luftrade verantwortlich. Aus der Dissertation [2]) von Karl Schmid über die Luftschraube am Stand führt er den Zahlenwert für seinen Zähigkeitsfaktor $k = 0{,}98\ s^2$ ein. Wir vermochten in dieser Arbeit hierfür eine geeignete Unterlage nicht zu finden.

Die Baudischschen Anschauungen können wir uns nicht zu eigen machen. Die Folgerungen aus seinen Rechnungen lassen sich in keine Übereinstimmung mit den Ergebnissen aus der hier mitgeteilten allgemeinen Theorie bringen und sind abzulehnen.

[1]) Prof. Dr. Hans Baudisch, Theorie der Windkraftmaschinen. Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen, Jahrg. 1917, S. 153 und 169.
Prof. Dr. Hans Baudisch, Beitrag zur Berechnung der Wind. kraftmaschinen, Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen, Jahrg. 1920, S. 125 und 136.

[2]) Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Jahrgang 1915.

Bücher-Besprechungen.

Technischer Literatur-Kalender. 2. Ausgabe 1920. Herausgegeben von Dr. Paul Otto, Oberbibliothekar im Reichspatentamt, Berlin W. 57, Bülowstr. 74. München-Berlin, Verlag: R. Oldenbourg. Gr.-8°. 441 S. Mit einem Titelbild. Preis geb. M. 40, dazu Sortiments-Teuerungszuschlag.

Im Herbst 1918 ist die erste Ausgabe erschienen, heute liegt bereits die stark vermehrte zweite vor. Das umfangreiche **Verzeichnis der technischen Schriftsteller** ist natürlich, obgleich 1000 neue Namen hinzugetreten sind, noch keineswegs vollständig. Denn die Zahl der technischen Schriftsteller wächst von Tag zu Tag, und die meisten sind wenig geneigt, dem Herausgeber ihre Existenz und vor allem Angaben über Leben und Werke mitzuteilen und dadurch die ebenso mühsame wie verdienstvolle und für Technik und Wirtschaft so überaus nützliche Arbeit zu fördern.

Das gilt vor allem für den dritten Teil — der erste ist das bisherige alphabetische Verzeichnis, der zweite eine Totentafel — für die Anordnung der Schriftsteller nach den Stichworten ihrer Arbeitsgebiete. Unsere Leser gehen in erster Linie die Fächer: Flugmotoren, Flugzeug- und Luftschiffbau, Luftfahrt und Luftsport, Luftverkehr an, daneben auch: Brennstoffe, drahtlose Telegraphie und Telephonie, Kriegstechnik, Materialkunde und -prüfung, Mechanik, Meßinstrumente und Meßtechnik, Meteorologie und Wetterkunde, Motorfahrzeuge, Normung und Typung, Physik, Statik, Verbrennungskraftmaschinen, Waffenkunde u. a. Unter den erstgenannten 4 Abschnitten finden sich folgende Namen: Anacker, Arnstein, Baer, Baumann, Becker, Bussien, Büttner, Elias, Everling, Ganswindt, Garleb, Geißler, Güldner, Gümbel, Haeder, Haenig, Hausen, Heller, Hildebrandt, Hinterstoisser, v. Hoernes, Huppert, Huth, Joachimczyk, Jsendahl, Kaermssen, Kölsch, Kutzbach, Leuckert, Lieck, Mehling, v. Mises, Müller, Ostwald, Poeschl, Reinhardt, Schwager, Skopik, Steinitz, v. Welsch, Winkler, Wolff; Achenbach, Adams, Bader, Bassus, Baudisch, Bauer, Bendemann, Betz, Blumenthal, Boldt, Bonwitt, Brehmer, Budau, Cantzler, Dietzius, Eberhardt, Egerer, Eisenlohr, Erblich, Essich, v. Frankenberg u. Ludwigsdorff, Freund, Fuchs, Gaedicke, Gagelmann, Grammel, Heimstädt, Hoff, Kasinger, Kirste, Knapp, Martienssen, Merleker, Meville, Moeller, Neumann, Oefele, v. Paller, Reif, Rühl, Rumpler, Schames, Schlink, Schütte, Schwengler, Stern, Toepffer, Wäller, Wendt, Wieselsberger, Wilke, Witte; Berson, Blum, Crasemann, Emden, Gohlke, Grosse, Heimann, Hergesell, Hess, Jeserich, Kreuter, v. Krogh, Linke, Marquard, Macholz, Miethe, Munk, Nikel, Nimführ, v. Parseval, Polis, Popper, Prandtl, Precht, Pröll, Richarz, Rusch, Schaffran, Scheibe, Schiemann, Silberer, Steinitz, Süring, Tams, v. Tschudi, Ursinus, Vorreiter, Wachsmuth, Wahl, Wegener, Wiener, Wigand; Abendroth, Adelt, Baschin, Bestelmeyer, Brämer, Büttner, Denninghoff, Eisenlohr, Gasser, Immler, Koehne, Meißner.

Wir haben die Namen auf Wunsch des Herausgebers hier mitgeteilt, damit Fachgenossen, die noch nicht aufgeführt sind, ihre Aufnahme in die nächste Auflage veranlassen und so beitragen können, den Wert des Werkes auch für unser junges Arbeitsfeld zu erhalten und zu steigern. Everling.

Ausbessern, Ergänzen oder Erneuern patentierter Gegenstände durch den Erwerber.

In der Elektrotechnischen Zeitschrift (Heft 27, 1920, S. 539) diskutiert Patentanwalt Dr. Wangemann das von Assessor Dr. Müller in den Mitt. d. Vereing. d. El. W. (Bd. 19, 1920, S. 86) behandelte Thema, ob der Erwerber patentierter Gegenstände diese ohne Patentverletzung selbst ausbessern, ergänzen oder erneuern könne.

Herr Dr. Wangemann kommt zu dem Ergebnis, daß der Ersatz wesentlicher Teile eines patentierten Gegenstandes durch den Erwerber unzulässig sei. Abgesehen von laufenden kleinen Reparaturen für Instandhaltung, rechnet Patentinhaber mit Abnutzung und Erneuerung der Vorrichtung und trifft dementsprechend seine Kalkulation bei Abgabe. Es würde ihm also ein erheblicher Gewinn entgehen. Auch ist noch als maßgebend anzusehen, daß Patentinhaber nicht nur allein zur Herstellung des Erfindungsgegenstandes berechtigt ist, sondern ihm steht auch das ausschließliche Recht des gewerbsmäßigen Verbrauches zu. Wenn er nun schon dem Abnehmer stillschweigend den Gebrauch gestattet, so könnte man von ihm nicht verlangen, daß er die stillschweigende Benutzungserlaubnis auch noch auf eventl. Ersatzvorrichtungen erstreckt.

Diesem Standpunkt kann man die Berechtigung nicht absprechen. Doch wie soll er in der Praxis durchgeführt werden?

Patentanwalt Dr. Wangemann schließt sich der Anregung von Dr. Müller an, bei Lieferung patentierter Gegenstände durch den Erwerber von vornherein die Erlaubnis zur Vornahme von Erneuerungen zu erwirken. Epp.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Höchstleistungen.

Die F. A. I. hat auf Antrag des amerikanischen Aero-Clubs als **Welt-Höhenrekord** anerkannt: Die Leistung des Major Rudolph W. Schröder am 27. Februar 1920 in Dayton, Ohio, für die Höhe von 10093 m. (Le Temps, 10. Juli 1920.) ND. **29.**

Amerika.

In der »Air Service Mechanics School« in Kelly Field, Texas, werden Flieger im **Fallschirmabsprung** ausgebildet. Der amerikanische Smith-Fallschirm ist mit Erfolg erprobt worden. (L'Aérophile, 1./15. Juni 1920.) ND. **29.**

Britisches Reich.

Das **englische Luftschiff R 80** wird für lange Aufklärungsflüge über See gebaut. 35400 m³ Gasinhalt. Man hofft, daß es dieselbe Geschwindigkeit und Flugweite wie R. 33 und R. 34 mit 57000 m³ Gasinhalt erreicht. Länge 161 m. Durchmesser 21,3 m. Höhe 28,8 m. Gesamtauftrieb 38,5 t, verfügbarer Auftrieb 17,5 t. Vier 230 PS Walseley-Maybach-Motoren. Erwartete Höchstgeschwindigkeit 100 km/h. 15 Gaszellen. Die Hülle ist einfache gummierte Baumwolle. (The Times, 23. Juni 1920, berichtet in The Technical Review, 6. Juli 1920.) ND. **29.**

Wates von der »Automatic Telegraph Co.« hat ein Gerät erfunden, das Flugzeugführern, die mit der Abgabe von **drahtlosen Morsezeichen** nicht vertraut sind, ermöglicht solche auszusenden. Es besteht aus einem Kasten, auf dessen Deckel die verschiedenen Meldungen eingraviert sind. Die erste Spalte enthält die Namen der Orte, die das Flugzeug auf einer bestimmten Strecke zu überfliegen hat, die zweite eine Reihe von Nachrichten, die Ort und Zeit der Landung, sowie etwaige Motorschäden betreffen, die dritte Einzelheiten über Wetter und Flughöhe. Der Führer hat nur einen Stöpsel in das Loch zu stecken, das der gewünschten Meldung entspricht, und einen Hebel herunterzudrücken, der ein Uhrwerk aufzieht. Hierauf wird selbsttätig das Morsezeichen des Flugzeuges und das Signal, das der ausgewählten Meldung entspricht, gesendet. (The Times, 2. Juli 1920.) ND. **28.**

Frankreich.

Neuregelung des Luftverkehrs. Nach einem Erlaß des französischen Präsidenten wird die Luftfahrt dem »Service des Mines« genommen und dem »Service de la Navigation Aérienne« unterstellt, der vom Oberst Saconney geleitet wird. Die neue Verfügung gibt den Flugzeugen der Staaten, mit denen Frankreich ein Abkommen getroffen hat, das Recht zum Einflug, verbietet das Überfliegen gewisser militärischer Zonen und schreibt Luftfahrzeugen, die aus dem Auslande kommen, bestimmte Strecken vor. Französische und fremdstaatliche Luftfahrzeuge:

a) müssen ein Flugtüchtigkeitszeugnis besitzen,
b) vorschriftsmäßig eingetragen sein,
c) Kennzeichen ihrer Eintragung und Nationalität tragen,
d) die für das Personal vorgeschriebenen Zeugnisse mitführen,
e) falls sie Reisende befördern, eine namentliche Liste,
f) beim Transport von Waren Frachtbrief und Deklarierung, außerdem
g) ihr Logbuch mitführen.
h) zum Führen von F. T. bedürfen sie der vorgeschriebenen Sondererlaubnis,
i) zum Befördern von Post einer Ermächtigung durch die Postverwaltung.

Das Unterstaatssekretariat erläßt Vorschriften über Ausstellung von Zulassungsscheinen und Führerzeugnissen, sowie über Führung der Bordbücher und Eintragung. (l'Auto, 15. Juli 1920.) ND. **29.**

Holland.

Anläßlich der **Flugunfälle** und zur Verhütung weiterer macht der Allgemeine Sekretär der Königlich Niederländischen Vereinigung für Luftfahrt die Behörden (Bürgermeister) nochmals darauf aufmerksam, daß, solange die Regierung keine Vorschriften über Flugveranstaltungen erläßt, Richtlinien für **Sicherheitsmaßnahmen,** Lufttüchtigkeit von Flugzeugen und Tauglichkeit von Fliegern vom Sekretär der Fachabteilung für Luftfahrt der Vereinigung, Fliegerleutnant d. Res. J. Jongbloed, Soesterberg, Amersfortsche straatweg 10, bezogen werden können (Mitteilung an die Presse). (Het Vliegveld, 3. Juli 1920, S. 242.) ND. **29.**

Folgende **Sicherheitsvorschriften,** die mit der Erlaubnis zu Schauflügen, Wettbewerben usw. zu verbinden sind, hat die Fachabteilung für Luftfahrt (vgl. auch vorstehenden Bericht) im Juni 1920 den Bürgermeistern aller Gemeinden in Niederland zugesandt:

1. Aufstieg- und Landeplätze nebst Absperrung müssen von einem sachverständigen Ausschuß, der vom Bürgermeister ernannt wird, für den betreffenden Zweck zugelassen sein.
2. Das Material (Flugzeuge, Fallschirme usw.) für die Veranstaltung muß vor Gebrauch für den betreffenden Verwendungszweck von dem Ausschuß nach § 1 zugelassen sein.
3. Der Bürgermeister ist berechtigt, während der Zeit, für die die Erlaubnis erteilt ist, den guten Zustand des verwendeten Materials durch den Ausschuß nach § 1 prüfen zu lassen und gegebenenfalls nach dem Befund die weitere Verwendung des beanstandeten Materials zu veranlassen.
4. Der Ausschuß nach § 1 hat sich auf Grund amtlicher Auskünfte und gegebenenfalls durch praktische Prüfungen davon zu überzeugen, daß die Besatzung der Luftfahrzeuge für ihre Aufgaben tauglich ist.
5. Bei ausländischem Material und Personal kann sich der Ausschuß nach § 1 mit den Zeugnissen der zuständigen Behörden des Herkunftslandes für die Lufttüchtigkeit des Materials und die Tauglichkeit des Personals begnügen, wenn sie nicht zu alt sind. Der Ausschuß hat jedoch jederzeit das Recht, selbst zu prüfen.
6. Gegen die Entscheidungen des Ausschusses nach § 1 gibt es keine Berufung. Aus der Befolgung der Anweisungen des Ausschusses lassen sich keine Schadensersatzansprüche gegen eine Körperschaft oder Person herleiten.
7. Der Antragsteller hat eine Beschreibung einzureichen, wie er zu regeln denkt:
   a) die Sicherheitsmaßnahmen auf dem Flugplatz selbst zum Verhüten von Zusammenstößen und Unfällen beim Aufsteigen und Landen. Die Reihenfolge beim Aufsteigen; die Zulassung von Flughäfen auf dem Flugplatz;
   b) die erste Hilfe bei Unfällen;
   c) die Maßnahmen zur Feuerverhütung;
   d) den Anschluß des Flugplatzes an das Fernsprechnetz.
   An der einmal gutgeheißenen Regelung muß bei Strafe der Zurücknahme der Erlaubnis festgehalten werden.
8. Es ist verboten:
   a) mit Luftfahrzeugen das bebaute Gebiet einer Gemeinde zu überfliegen, außer in einer Höhe, daß man landen kann, wenn die Maschinenanlage aus irgendeinem Grunde schadhaft wird;
   b) Kunstflüge über dem bebauten Gebiet einer Gemeinde oder über Menschenansammlungen auszuführen, außer mindestens 800 m hoch;
   c) mit Luftfahrzeugen so niedrig über Personen oder Gebäuden zu fliegen, daß dadurch die Sicherheit gefährdet wird, außer bei höherer Gewalt.
   d) aus Luftfahrzeugen Gegenstände fallen zu lassen oder abzuwerfen.
   e) Fallschirmabsprünge auszuführen, es sei denn an solchen Stellen, daß eine Landung des Abspringenden im bebauten Gebiet oder in den Zuschauern längs des Flugplatzes ausgeschlossen ist.

(Het Vliegveld, 3. Juli 1920, S. 243/244.) ND. **29.**

Alle Flugzeuge der holländischen Regierung müssen grundsätzlich mit **Fallschirmen** ausgerüstet sein. Zu diesem Zweck hat man 60 Heinicke-Fallschirme angeschafft. Vorher wurden Versuche mit den englischen Calthrop gemacht, die gute Ergebnisse hatten, doch mußten die Fallschirme nach Gebrauch zur Instandsetzung wieder in die Fabrik geschickt werden. Aus diesem Grunde wurde von ihrer Benutzung abgesehen. (l'Aérophile, Paris, 1./15. Juli 1920.) ND. **29.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugberechnung. Flugleistungen mit Höhenmotoren (Aeroplane performance as influenced by the use of a supercharged engine). Nach den Grundgleichungen des unbeschleunigten Flugs lassen sich für Motoren, deren Leistung proportional der Luftdichte abnimmt, und für Motoren, deren Leistung zunächst gleich bleibt und erst von einer gewissen Höhe ab proportional sinkt, die Kurve der erreichbaren Luftdichte, der Fluggeschwindigkeit (»Steigkurve« für den Motor und »Geschwindigkeitskurve« für das Flugzeug bei verschiedenen Höhen bis 12 km), sämtlich abhängig vom Anstellwinkel, auftragen. Die letzte »Geschwindigkeitskurve«, die von einer »Steigkurve« gerade noch berührt wird, gibt die Gipfelhöhe. In einem Falle wird diese von 7,6 km für einen Motor, dessen Leistung proportional abnimmt, durch einen Vorverdichter, der die Leistung bis 6 km gleich hält, auf 11,3 km erhöht. Von der Grenzhöhe gleichbleibender Leistung an steigt das Flugzeug wie mit einem gewöhnlichen Motor vom Boden ab. Alles unter der Voraussetzung gleichbleibenden Schraubenwirkungsgrades. — George de Bothézat (Technische Berichte des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt), Aeronautics, Bd. 18, 24. Juni 1920, S. 481/482 (3 Sp., 2 Schaub.). E. **3001.**

Flugberechnung. Der Segelflug der Vögel. Durch die Reibung am Erdboden entsteht eine bei schwachem Wind 3 bis 4°, bei starkem 4 bis 5° aufwärts gerichtete Luftströmung. Diese nutze der Vogel zum Segelflug aus. Aber er befinde sich nicht nur in einem ununterbrochenen Gleitflug, sondern es werde durch Wirbelbildung unter dem mittleren Teil des Flügels noch Vortrieb erzeugt. Es finde bei einer gewissen Mindestgeschwindigkeit eine Umkehr der Stromrichtung unmittelbar unter dem Flügel und ein Abströmen der Luft nach dem Rumpf und Flügelenden statt. Beweis: Versuche am Rundlaufapparat. — G. Lilienthal, Der Luftweg, Bd. 4, 1. Juli 1920, S. 7/9 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **3002.**

Flugberechnung. Der Segelflug des Albatros kommt etwa auf folgende Weise zustande: Der Wind ist nach G. Lilienthal 3,5° aufwärts gerichtet. Seine Stärke wechselt andauernd. Der Albatros habe bei einem Gleitwinkel von 1° 10′ keinen Widerstand. Der Winkel wird sich dann je nach Windgeschwindigkeit vergrößern oder verkleinern. Seine Flächenbelastung schwankt bei demselben Flug zwischen 15 und 60 kg/m². Durch weitgehende Ausnutzung seiner eigenen Massenkräfte und der idealen Verstellbarkeit von Flügelgröße, Profil, Anstellwinkel usw. gelinge es ihm zu segeln. — J. Goedecker, Flugsport, Bd. 12, 15. Juli 1920, S. 304/311 (8 S., 3 Zeichn.). Hn. **3003.**

Flugbootbeschreibung. Deutscher Albatros-Wasserdreidecker mit 120 PS-Mercedes, 140 km/h Geschwindigkeit, 4 h Flugdauer; steigt 1 km in 6 min. Die beiden Fluggäste sitzen nebeneinander hinter dem Führer. — Aeronautics, Bd. 18, 17. Juni 1920, S. 465 (1 Lichtb. mit kurzem Text). E. **3004.**

Flugbootbeschreibung. Ein großes italienisches Seeflugzeug, der PRB I-Doppeldecker der Bastianelli-Gesellschaft (gegründet Rom 1918) hat 206 m² Fläche, 2 Seitenrümpfe, Doppeldecker-Leitwerk hinten am Boot, beiderseits 3 Stielpaare und im ganzen 5 Feldauskreuzungen, Oberflügel mit RAF-15-Profil, Unterflügel neues Profil, Spannweite 31,2 m. Die vier Isotta-Fraschini-V6-Motoren liegen zu je zweien hintereinander auf den Unterflügeln. Die Schwerpunktlage zur Schraubenachse ist also günstig, zumal ein Teil der Betriebsstoffe im Oberflügel liegt. Die Bootshaut ist elastisch, das Boot 17,5 m(?) lang, 2,8 m breit, 2,6 m hoch. Gesamtlänge 16,5 m, Höhe 6,5 m, Flossenfläche 16 m², Ruderfläche 4,5 m² (4 gleiche Teile); Flügeltiefe 5,5, Flügelabstand 4,2 m; steigt auf 4 km in 30,6 min; Flugdauer bei 160 km/h Geschwindigkeit 10 h.

Gewichte: Boot und Rumpf je 1 t, Hilfsschwimmer, Leitwerk, Sitze mit Steuer je 0,1 t, Behälter, Leitungen und Pumpen 0,2 t, Motoren und Verschiedenes 1,5 t, zusammen Leergewicht 4 t, dazu Nutzlast 3,3 t, also Gesamtgewicht 7,3 t. Leistungsbelastung 7,3 kg/PS, Flächenbelastung 35,7 kg/m². (Die Buchstaben »PRB« bedeuten anscheinend den Erbauer Pegna, den Flieger Rossi und die Firma.) — Aeronautics, Bd. 18, 24. Juni 1920, S. 484 (1½ Sp., 2 Zeichnungen des Flugboots, 2 Zahlentaf.). E. **3005.**

Flugzeugbau. Ganzmetallflugzeuge. Ein großer Eindecker mit freitragenden Flügeln, nach außen hin auf halbe Flügeltiefe verjüngt, Spannweite 55 m, Tiefe in der Mitte 11 m, Länge 30 m, größte Flügeldicke rd. 2,4 m, mit einem Raum von 9 × 3 m für Motoren, Besatzung und Ladung, mit zwei 6 m-Zugschrauben, die jede von mehreren Motoren getrieben werden, wie die eine Schraube des Linke-Hofmann, einem Leitwerk an zwei Rümpfen hinter den Motorräumen, hätte keinen »schädlichen« Widerstand; die Gleitzahl wäre 1 : 15.

Vorzüge: Wirtschaftlichkeit bei der Betriebsgeschwindigkeit, starke, wetterbeständige Bauart, Betriebssicherheit (schadhafte Motoren werden ausgekuppelt), großer Nutzlastanteil infolge hoher Flächenbelastung und sparsamer Bauweise, Sicherheit bei unebenem Gelände wegen der großen Anlaufräder.

Nachteile: Größe, erforderliche Schuppen, Anschaffungspreis, schwieriges Handhaben auf dem Boden, doch braucht das Flugzeug nicht täglich in den Schuppen, geringe Wendigkeit in der Luft. — (Zuschrift an die Schriftleitung) Aeronautics, Bd. 18, 17. Juni 1920, S. 465 (1 Sp., o. Abb.). E. **3006.**

Flugzeugbau. Fortschritte und Zukunftsmöglichkeiten im Flugwesen. Durch die weite Entfernung der Flugplätze von den Verkehrszentren der Großstädte wird oft der Zeitgewinn durch die größere Fluggeschwindigkeit wieder aufgehoben. Eine vorteilhafte Lösung dieser Frage wäre das Errichten von Landeplätzen auf großen Bahnhöfen, öffentlichen Gebäuden usw. Eine weitere Verbilligung des ganzen Flugzeugbetriebes bringen Metallflugzeuge, die nur zur Reparatur einer Halle bedürfen. Die Sicherheit der Flugzeuge ist in neuerer Zeit durch den Drexler-Steuerzeiger, durch Funkentelegraphie und durch den Fallschirm vergrößert worden. — Auto-Liga, Bd. 12, 19. Juni 1920, S. 153/154 (4 Sp., 1 Abb.). Hn. **3007.**

Flugzeugbau. Verkehrsgroßflugzeuge müssen noch entwickelt werden. Die erste Schwierigkeit entsteht am Fahrwerk. Nicht nur die Gewichte, auch die Höhen, aus denen beim Landen Durchsacken zu erwarten ist, steigen mit zunehmender Flugzeuggröße. Die Linke-Hofmann-Werke haben eine dem normalen Fahrgestell ähnliche Anordnung ausgebildet, bei der die Radbreite unproportional vergrößert wurde. Alle anderen Firmen haben die Zahl der Räder auf mindestens 8 erhöht. Da wir noch keinen Großflugmotor haben, müssen wir mehrere schwächere Motoren mit unmittelbarem oder mittelbarem Luftschraubenantrieb verwenden. Besondere Vorteile bringt ein Zentralgetriebe. Durch die unvermeidlichen Schwingungen nutzt sich das Getriebe aber bald ab. — Essich, Der Luftweg, Bd. 4, 1. Juli 1920, S. 2/3 (3 Sp., o. Abb.). Hn. **3008.**

Flugzeugbau. Man kann ein Segelflugzeug von 16 m² Fläche mit im ganzen 25 kg Gewicht bauen. Tragdeckbespannung 110 g/m² schweres Leinen. Tragflügel freitragend und in drei Teile zerlegbar. Der Rumpf erhält vier Längsholme und Dreieckstreben. Als Baumaterial kommt nur Holz in Frage, da Metall zu kleine Abmessungen erhielte. Ein Windfühler ist zu empfehlen. — Urs., Flugsport, Bd. 12, 23. Juni 1920, S. 279/283 (4 S., 3 Abb.). Hn. **2902.**

Flugzeugberechnung. Geschwindigkeit und Kräfte im Gleitflug. Windkanalmessungen zeigen, daß man den Widerstand von Tragflügeln in dem Bereiche vom Auftrieb 0 bis zu einem 5° größeren Anstellwinkel als annähernd gleich annehmen kann. Durch diese Vereinfachung kann man die Erhöhung der Geschwindigkeit im Gleitflug leicht bestimmen. Zahlenbeispiel: ein normales 100 PS-Schulflugzeug mit großer Fläche wiege 0,9 t, sei 33 m/s schnell und gehe plötzlich in einen 45° steilen Gleitflug über. In nicht ganz 10 s steigt die Geschwindigkeit dann um 72 vH. Beim Aufrichten entstehen die größten Kräfte im Hinterholm. Ein Übergehen aus dem Sturzflug in den Wagrechtflug ist in 0,5 s möglich. Bei der Festigkeitsrechnung müssen die Trägheitskräfte berücksichtigt werden. — Hunsaker, Aviation, 15. Januar 1920 (4 Sp., 2 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 30. März 1920; S. 293/294, S. 1006. Hn. **2903.**

Flugzeugbeschreibung. Die Entwicklung des Verkehrsflugzeugbaues in der Gegenwart. Nach dem Kriege wurden zuerst Militärflugzeuge in Verkehrsflugzeuge umgebaut. Bald begann man Reiseflugzeuge mit möglichst großer Nutzlast im Verhältnis zum Brennstoffverbrauch herzustellen. Mit Ausnahme von Deutschland wurde meist der zweistielige Doppeldecker zur Norm. In Italien wird der Dreidecker für große Flugzeuge mit drei Motoren und 20 Personen (Caproni) bevorzugt. Die Motoren werden entweder im Vorderteil des Rumpfes oder seitlich zwischen den Tragdecken eingebaut. Die Art der Holme, Rippen, Leinwandbefestigung, Stiele usw. ist überall ähnlich geworden. Metallflugzeuge werden nur in Deutschland mit Erfolg gebaut. In England hat man bisher lediglich Versuchsflugzeuge aus Metall, von denen wenig Näheres bekannt wurde. Deutschland hat bisher allein Großflugzeuge mit 4 bis 6 Motoren im Rumpf und seitlichen Luftschrauben mit Auslegergetriebe gebaut. Im Gebrauch von Luftverkehrslinien befinden sich vorwiegend ein- und zweimotorige Flugzeuge. Bei eingehender Be-

trachtung der ausgeführten Bauarten findet man den Unterschied, daß England und etwas weniger auch Frankreich dazu neigen, möglichst große Leistungen aus einem Motor zu entnehmen, während die anderen Staaten eine Unterteilung des Triebwerkes bevorzugen. — Automotive Industries, Bd. 42, 29. April 1920, S. 998/1001 (7½ Sp., 4 Abb.). Hn. **2904.**

Flugzeugbeschreibung. Das Vickers-Viking-Wasserlandflugboot hat einen 360 PS-Rolls-Royce-Motor mit 4flügeliger Druckschraube und einen Stirnkühler vor dem Motor. Der Doppeldecker ist zweistielig und normal verspannt. Das Boot hat oben ein wagrechtes Deck, an das sich die senkrechten Seitenwände anschließen. Der Boden hat starke V-Form. Hinter der ersten Stufe ist das zweiteilige Fahrwerk, das seitlich hochgeklappt werden kann. Es hat an jeder Seite ein Rad. An der zweiten Stufe ist der Sporn. An den Seiten Stützschwimmer. Drei Reisende und ein Führer sind in einem Glaskasten untergebracht. Spannweite 14 m. Länge 9,7 m. Höhe 4 m. Flügeltiefe 1,8 m, -Abstand 2,13 m. Gesamtfluggewicht 2,06 t. — Flight, Bd. 12, 24. Juni 1920, S. 661 (1 Sp., 1 Lichtb.). Hn. **2908.**

Flugzeugbeschreibung. Das Pioneer-Einsitzer-Sportflugzeug ist ein kleiner Doppeldecker mit einem schmalen hohen Rumpf und einem 40 PS-Vierzylinder-Pioneer-Reihenstandmotor. Leergewicht 217, Nutzlast 145 kg (43 vH). Geschwindigkeit höchstens 120, im Sparflug 64, beim Landen 40 km/h. Flugweite 280 km in 2½ h. Der Brennstoffverbrauch beträgt 15 l/h. Spannweite oben und unten 7,3 m, Länge 4,7 m, Höhe 1,7 m. Die Zelle ist einstielig mit zwei Trag- und zwei Gegengabeln verspannt. Der Flügelabstand beträgt 1 m bei 0,12 m Staffelung und 1,25 m Flügeltiefe. Knüppelsteuer. Das Boot ist aus 3fach-Sperrholz gebaut und endet in einen wagrechten Hintersteven. Die Breite des Rumpfes bleibt fast unverändert 0,61; größte Tiefe 0,91 m. Zwei ausgeglichene Seitenruder. Der Motor wiegt 68 kg (1,7 kg/PS). Einheitsverbrauch 270 g/PSh. Zenitvergaser. Der Kühler steht auf dem Rumpf und lehnt sich an die Vorderkante des Oberflügels an. Die Luftschraube hat 1,98 Dmr und 1,52 m Steigung. Das Flugzeug fliegt mit 1 l Benzin (s = 0,72) 8 km weit. Preis Doll. 2000. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 24. Mai 1920, S. 370/371 (4 Sp., 3 Lichtb., 3 Zeichnungen mit Maßen). Hn. **2909.**

Flugzeugbeschreibung. Das Glenn-Martin-Torpedoflugzeug ist ein normales doppelmotoriges Landgroßflugzeug, das außer den Motorstielen je drei Stiele hat. Seine Spannweite wird durch Beiklappen der Tragflügel von 21,6 m auf 10,6 m vermindert; Länge 14 m, Höhe 4,25 m. Die Platzverteilung und Einrichtung im Boot ist wie bei deutschen Großflugzeugen, nur der Führersitz liegt rechts. Leergewicht 2,96 t; Nutzlast 2,24 t (41 vH). Zwei 400 PS-Liberty auf den Unterflügeln mit Stirnkühler und Zugschraube. Geschwindigkeit höchstens 169, im Sparflug 153, beim Landen 97 km/h. Unter dem Rumpf wird ein 0,95 t schweres Torpedo getragen. Zum Niedergehen auf das Wasser sind Sackschwimmer vorgesehen, die mit Preßluft aufgeblasen werden. Die Höhenflosse mit dem -ruder bildet ein Rechteck. Zwei Seitenruder. Steuerzüge außerhalb des Rumpfes. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 24. Mai 1920, S. 366/367 (4 Sp., 3 Lichtb.). Hn. **2910.**

Flugzeugbeschreibung. Das Großflugzeug LVG-G III ist ein Dreidecker von 24,5 m Spannweite, 10,2 m Länge und 3,9 m Höhe mit zwei 260 PS-Mercedesmotoren. Fläche 115 m². Außer dem Motorträger je drei Stielpaare. Sperrholzboot. Gesamtgewicht 4,1 t; Nutzlast 1,14 t (28 vH). Flächenbelastung 35,7 kg/m², Leistungsbelastung 7,9 kg/PS. Geschwindigkeit 130 km/h. Schwebegeschwindigkeit 60 km/h. Steigzeit auf 3 km Höhe 20 min. — Flugsport, Bd. 12, 23. Juni 1920, S. 288/289 (2 S., 3 Lichtb.). Hn. **2911.**

Flugzeugbeschreibung. Der Floh ist ein 100 PS-Einsitzer der DFW aus dem Jahre 1915. Sein Rumpf war bis an das Oberdeck gezogen und bestand aus vier Längsholmen, verbunden durch Sperrholzspanten. Furnierbeplankung am Motor 2,5 mm, hinten 1,5 mm dick. Oben und unten Wickelfurnier. Spannweite 6,5 m, Fläche 1,33 m². Flügelholme Kastenquerschnitt, innen ausgefräst, an der Leimstelle eine Feder. Das Kragende war durch Ausschneiden einer dreieckförmigen Zunge verjüngt. Dadurch nahmen überall dieselben Fasern die größten Kräfte auf. Ein durch den Holm gesteckter Bolzen trug den hohlen Holzstiel, Trag- oder Gegenkabel, Tiefenkreuz und Innenstiel. Der Hinterholm wog 2,8 kg bei 8,92facher Sicherheit. Flügeltiefe 1,25 m. Höhenflosse freitragend mit 0° Einstellwinkel und durch das Boot gehenden Holmen. Fahrgestell, Stahlrohr in Tropfenform, Verspannung in der vorderen Ebene. Räder 610 × 85, Gewicht 30 kg. 100 PS-Mercedes ohne Auspuffsammler. Luftschraube 2,20 m Dmr und 2,10 m Steigung. Zwei Fallbehälter im Oberdeck. Flächenbelastung 45 kg/m². Leistungsbelastung 5,9 kg/PS. Leergewicht 378 kg. Nutzlast 218 kg (37 vH). Flächengewicht 4,5 kg/m². — Rockenfeller, Automobil- und Flugverkehr, Bd. 1, 24. November 1919, S. 291/294 (6 ²/₃ Sp., 5 Lichtb.). Hn. **2912.**

Flugzeugbeschreibung. Ein »longitudinales« Flugzeug hat ein Amerikaner erfunden. Vorn sitzen zwei Zugschrauben. Die Flügel laufen über dem Rumpf nach hinten mit geringer Spannweite, Querwölbung soll die schädliche Wirkung des kleinen Seitenverhältnisses mindern. Bei Modellversuchen soll die Gleitzahl 1 : 6 betragen haben. — Der Gedanke ist keineswegs neu, besonders bekannt ist das »Kreisflugzeug« von Cedric Lee. — Nach Scientific American. Aeronautics, Bd. 18, 3. Juni 1920, S. 432 (½ Sp., 1 undeutliches Lichtb. des Flugzeugs). E. **3009.**

Flugzeugbeschreibung. Der Bristol-Bullet ist ein Eindecker mit 450 PS-Cosmos-Jupiter-Motor. Geschwindigkeitsbereich 80 bis 258 km/h. Flächenbelastung 38 kg/m².

Der Bristol-Dreidecker hat vier 410 PS-Liberty-Motoren. Das 2,1 m hohe Abteil bietet 14 Reisenden Platz. Gesamtgewicht 8 t, Nutzlast 3 t (38 vH). Spannweite 24,9 m, Länge 15,8 m, Fläche 176 m²; Geschwindigkeit 214 km/h (?); Flächenbelastung 45,5 kg/m², Leistungsbelastung 4,88 kg/PS; Flugweite 845 km. Je zwei Fahrgestelle mit je einem Rad hintereinander an jeder Seite des Rumpfes. — Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 18, 27. Juni 1920, S. 7 (1½ Sp., 1 Lichtb.). Hn. **3010.**

Flugzeugbeschreibung. Das 2 × 320 PS-Central-Aircraft-Reiseflugzeug ist ein umgebauter normaler Bombenwerfer. In dem Abteil finden sechs Personen Platz. Die Zelle hat außer den Motorträgern noch je zwei Stielpaare. Geschwindigkeit höchstens 137 km/h und im Sparflug 114 km/h. — Flight, Bd. 12, 27. Mai 1920, S. 566 (2 Sp., 5 Lichtb.). Hn. **2914.**

Flugzeugbeschreibung. Der eigenstabile Sallard-Doppeldecker. Die vielen Versuche, die Stabilität von Flugzeugen zu erhöhen, waren meist erfolglos. Ein Farman-Flugzeug mit Sperrystabilisator stürzte im Juni 1915 ab; Führer tot. Dasselbe Schicksal ereilte Moreau mit seinem selbsttätigen Fluglagenregler. Das Sallardflugzeug von 1913 sucht die Stabilität durch Pfeilform, hochgezogene Flügelenden und durch eine Höhenflosse mit negativem Anstellwinkel zu erreichen. Im übrigen paßt der Ausdruck »Drahtkommode«. An jeder Seite drei senkrechte Stielpaare und ein schräges. Der Rumpf abnormal eng. Ein verwickeltes Fahrgestell hat vier Räder. Der luftgekühlte Sternmotor ist ohne jede Verkleidung vor dem Rumpf befestigt. (Jede Zahlenangabe fehlt! Der Ber.) — Archdeacon, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Mai 1920, S. 144 und 146 (3½ Sp., 3 Lichtb.). Hn. **2915.**

Flugzeugbeschreibung. Ein neues Sportflugzeug, das »von einem kleinen Auto ohne Verkehrsbehinderung durch belebte Straßen geschleppt werden kann«, ist der zusammenlegbare Sablatnig-Sporteindecker mit 20 PS-Dreizylindermotor der Rheinischen Aero-Werke; 110 km/h Geschwindigkeit, Höhenleitwerk, mit einer Strebe zur Kielflosse abgestützt, läßt sich nach oben klappen. Spannweite 8,4 m, Schnellverschluß zum gleichmäßigen Anspannen aller Flügelseile vom zweistäbigen Spannturm aus. Die Konstruktion wurde also wesentlich beeinflußt durch die Betriebsbedingungen an der Erde. — Seehase, Der Luftweg, Bd. 4, 1. Juli 1920, S. 3 (2 Sp., 2 Lichtb. des Flugzeugs). E. **2916.**

Flugzeugbeschreibung. Deutsche Verkehrs-Seeflugzeuge werden, meist im Anschluß an die Kriegsbauarten, von Sablatnig, LVG, Lübeck-Travemünde, Junkers, Staaken und Luftfahrzeuggesellschaft gebaut. LVG W II ist ein Zweistieler für drei Personen, ähnlich dem C VI, 13 m Spannweite, leichte Staffelung und V-Form, geteilte Höhenruder, Holzgitterrumpf mit Sperrholz, überverdichtender 200 PS-Benz, Flugdauer 3½ h. Gesamtgewicht 1,55 t, zwei Sperrholzschwimmer von je 1,9 m³, ohne Schwanzschwimmer, »schwerfälliges« Schwimmgestell aus 21 Streben und Verspannung, Geschwindigkeit 130 km/h.

W II entspricht B III, Gesamtgewicht 1,23 t, Spannweite 12,5 m, 120 PS-Mercedes, Geschwindigkeit 110 km/h, Abflug in 15 s, Furnierschwimmer mit 1,4 m³ Inhalt.

Ein Friedrichshafen Lizenz Sablatnig von 17,2 m Spannweite, dreistieliger Doppeldecker mit leichter V- und Pfeilform, ist als Reiseflugzeug für vier Personen umgebaut. Überverdichtender 200 PS-Benz. Kabine mit Einstieg durch das Seitenfenster, hübsche Innenausstattung. Gute Flugeigenschaften und Seetüchtigkeit. Geschwindigkeit 140 km/h, Gesamtgewicht 2,14 t, davon 0,64 t Ladung.

Ein Junkers-Marine-Eindecker C I mit 185 PS-Benz überverdichtend, 12,8 m Spannweite freitragend, Geschwindigkeit 180 km/h, Leergewicht 0,91 t, Gesamtgewicht 1,42 t mit zwei Personen und 4 h Flugdauer, ergab das Junkers-See-Verkehrs-Flugzeug aus Duralumin mit Kabine für vier Personen mit guter Ausstattung, davor Plätze für Führer und Wegwart, 185 PS-BMW-Motor mit rechteckigem Bugkühler oder 160 PS-Benz, Schwimmkörper aus Leichtmetall mit Stufe, keine Stützschwimmer.

Der Lübeck-Travemünde-Doppeldecker hat 220 PS-Benz-Motor, 145 km/h Geschwindigkeit, im Sparflug 135/140 km/h, drei Stiele, Leitwerk ausgeglichen, keine Hilfsschwimmer, Hauptschwimmer Furnier mit Stufen, Spannweite 19,9 m, Gesamtgewicht

2,05 t, Ladung 0,68 t, Leistungsbelastung 8,9 kg/PS. — Werner v. Langsdorff, Schiffbau, Bd. 21, 7. Juli 1920, S. 902/906 (9 Sp., 12 Abb.). E. **2917.**

Flugzeugteile. Festigkeit von Spruce-Streben. Versuche mit 82 Streben gleichbleibenden Querschnittes ergaben, daß für Stiele mit nicht eingespannten Enden und einer Länge bis zur 80fachen Dicke die Beziehung gilt: Spannung gleich 11450 durch eins plus dem Bruch: Quadrat der Länge durch 300000faches Quadrat des Trägheitshalbmessers (Rankine); für schlankere Streben; Spannung gleich dem 35300000fachen Quadrat des Trägheitshalbmessers, geteilt durch das Quadrat der Länge (Euler).

Bei beiderseits eingespannten Stäben hat das Quadrat des Trägheitshalbmessers in der Rankineschen Formel den vierfachen Beiwert. (Dabei sind die Längen in mm und die Kräfte in kg einzusetzen.) Stiele, die durch Bolzen angeschlossen sind, sollte man stets als nicht eingespannt ansehen. — J. E. Boyd, 152. Bericht des amerikanischen Eichamts, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 22. Juli 1920, S. 539 (4/5 Sp., o. Abb.). BB 1012. Hn. **3015.**

Flugzeugteile. Nietungen am engen Rohr werden mit Sonderwerkzeugen, die das Niet von innen in das Rohr einführen und als Amboß dienen, ausgeführt. Bei langen oder beiderseits geschlossenen Rohren verwendet man Hohlnieten, bei denen ein krummer Dorn durch Würgen den Kopf innen im Rohr herstellt. — Theobald, Luftfahrt, Bd. 24, Juli 1920, S. 103/104 (3 Sp., 18 Abb.). Hn. **2921.**

Flugzeugunterbringung. Mutterschiffe für Flugzeuge sind bei den Kriegsmarinen von Frankreich, England und Amerika und waren bei der deutschen vorhanden. In Amerika versieht man sie mit einem durch Preßluft angetriebenen Startwagen für Schwimmerflugzeuge und Flugboote. In den anderen Ländern hat man auf den Docks große Hebezeuge zum Aussetzen und Aufnehmen von Flugzeugen. Sie sind mit Ausnahme des in England vom Stapel gelassenen Sonderschiffes »Hermes« umgebaute veraltete Kriegs- und Handelsschiffe. Hermes ist 170 m lang, 21,3 m breit und 25 km schnell bei 10500 t Wasserverdrängung. Die Zahl der durchschnittlich mitgenommenen Flugzeuge beträgt je nach Größe und Art der Schiffe 4 bis 6. — J. Trebesius, Illustrierte Flugwelt, Bd. 2, 23. Juni 1920, S. 359/361 (6 Sp., 3 Lichtbilder). Hn. **3016.**

Funkentelegraphie. Der Richtungsempfänger als nautisches Instrument. Beim funkentelegraphischen Anpeilen eines Luftfahrzeugs oder U-Boots vom Lande aus hatte man die beiden Stationen auf der Karte mit Windrosen zu umgeben und die Peilungsstrahlen aufzusuchen. Die Rosen sind aber z. B. in einer gnomischen Karte nicht winkeltreu, sondern nach einer Formel für jede Station zu konstruieren.

Bei der Ortsbestimmung mit dem Telefunkenkompaß muß das Fahrzeug die gleiche Karte mitführen.

Bei der dritten Art, Aufnahme gewöhnlicher Wellen zweier Stationen vom Fahrzeug aus mit der Richtantenne, muß die Richtung der ankommenden Strahlen mit Peilkompaß oder Peilscheibe bestimmt werden. Die Kurven gleicher ausgehender Wellen waren gerade Linien, die gleicher ankommender Strahlen sind Kurven vierter Ordnung. Man könnte für jede Station eine solche Kurvenschar auf durchscheinendem Papier entwerfen und den Schnitt zweier bestimmen. Die Genauigkeit der Ortsbestimmung wird größer, wenn die Sendestation auf der äquatorialen Seite des Kurses liegt.

Auch die Karten mit geradlinigen Azimutgleichen lassen sich bei einigem Probieren verwenden; sie gelten zugleich für Peilung einer Station zum Zweck der Kurs- und Kompaßkontrolle. Um den Peilwinkel nicht ständig ändern zu müssen, folgt man einer Art Loxodrome, die allerdings in der Nähe der Peilstation stark gekrümmt ist, also bei äquatorwärts gelegenen Stationen dem Großkreise näher kommt als die geographische Loxodrome.

Die »Höhe« einer Funkstation läßt sich nicht bestimmen, da sie unter dem Horizont liegt. Könnte man jedoch ihre Entfernung messen, so stellte die Station einen »künstlichen Stern« dar, und man könnte Höhen zur Ortsbestimmung ohne den schwierig herstellbaren Horizont und unabhängig von der Zeit messen. — W. Immler, Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie, Juni 1920, S. 262/269 (7 S., 2 Abb.). E. **2922.**

Luftschraubenberechnung. Ist ein Schraubenflugzeug brauchbar? (Erwiderung auf 2732. Luru, S. 215.) Es ist durchaus nicht unmöglich, wenn auch schwierig, Schraubenflügel herzustellen, die wechselnde Beanspruchungen halten. Ferner ist es nicht klar, warum es nicht möglich ist, mit einer Schraube dem Gewicht gerade die Wage zu halten. Außerdem wird eine Beschleunigung des Luftwiderstands wegen beschränkt sein. Ein Flugzeug ist allerdings einfacher zu bauen. — E. B. Wolf, Het Vliegveld, Bd. 4, 3. Juli 1920, S. 235/236 (1½ Sp., o. Abb.). E. **3025.**

Materialkunde. Jetzt, wo gute Bauweise den Flugzeugen ein längeres Leben verschafft, muß man Holz nach der Dauerhaftigkeit aussuchen. Versuche ergaben, daß am dauerhaftesten Port Orfort-Zeder ist. Dann folgen: die im Süden gewachsene Zypresse und kalifornisches Rotholz, Douglasfichte, weiße Eiche und schwarze Walnuß. Spruce ist weniger haltbar. Linde, Buche, Birke und Ahorn können als wenig haltbar angesprochen werden. Die Dauerhaftigkeit wird an Teilen, die geleimt sind, durch fluorsaures Natrium, bei ungeleimtem durch Steinkohlenteerkreosot erhöht. — Automotive Industries, Bd. 42, 29. April 1920, S. 1001 (2/3 Sp., o. Abb.). Hn. **2920.**

Meßgerätebeschreibung. Der Flugzeugsteuerzeiger von Drexler hat einen Kreisel, der mit Drehstrom getrieben 20000 U/min macht und durch seine Präzession die Kurve anzeigt, ferner mit einem Neigungsmesser angibt, ob die Kurve richtig geflogen ist und ob das Flugzeug hängt. Der Strom wird durch Generator mit verstellbarem Flügelrad geliefert. Da dessen Drehzahl von der Flugzeuggeschwindigkeit abhängt, gibt die Periodenzahl des Stromes die Fluggeschwindigkeit. — Neuburger, Verkehrstechnik, Bd. 37, 5. Februar 1920, S. 51/53 (4 Sp., 4 Abb.). Hn. **2924.**

Motorbau. Wirtschaftliche Erzeugung von Kurbelwellen (Economy in the manufacture of crankshafts). Die Doppeldrehbänke von Vickers Bros. für die Massenerzeugung (100 und mehr täglich) von Kurbelwellen haben zwei genau gleiche Spindelböcke, die durch eine gemeinsame Längswelle angetrieben werden. Die Kurbelwellen werden mit den Enden auf den Planscheiben aufgespannt und derart eingestellt, daß im regelmäßigen Betrieb einer Maschine immer nur die gleichliegenden Zapfen der Kurbelwelle, bei einer Sechszylinderkurbelwelle also z. B. die Zapfen Nr. 1 und 6 oder 2 und 5 oder 3 und 4 bearbeitet werden. Die Bearbeitung selbst zerfällt in das kurze Abdrehen des Zapfens auf dem mittleren Teil und dem der Seitenteile des Zapfens mit den Abrundungen, wofür besondere Werkzeuge auf dem Querschlitten angeordnet sind. Beide Arbeitsvorgänge erfordern weniger als 1 min; die Grenze für die Leistungsfähigkeit der Maschine ist also mehr durch Gewicht und Größe der Kurbelwelle als durch die Zeit der Bearbeitung gegeben.

Eine zweite Maschine, die 50 bis 80 Zweizylinderkurbelwellen bearbeiten kann, kann nicht nur sämtliche Zapfen paarweise, sondern auch Kurbelwellen mit verschiedenen Hüben bearbeiten. — Automotive Industries, Bd. 42, 22. April 1920, S. 963/964 (3 Abb.). Hr. **2925.**

Motorkühlung. Einfluß der Austrittstemperatur des Kühlwassers auf die Motorleistung (Effect of water outlet temperature on engine output). Nach den Ergebnissen der planmäßigen Untersuchungen der Ingenieurabteilung in der Versuchsanstalt Mc. Cook Field über den Einfluß der Kühlwasserwärme auf das Verhalten des Liberty-Flugmotors (s. Zahlentafel) ist eine Austrittstemperatur des Kühlwassers von rd. 77° C am günstigsten, gibt mindestens gleiche Leistung, wie jede andere Temperatur, ist hinsichtlich des Verbrauchs etwas günstiger und hat den Vorteil, daß sich diese Kühlwassertemperatur im Flugbetriebe leichter erhalten läßt. Die zweckmäßige Temperaturzunahme des Kühlwassers im Motor beträgt 10 bis 11°, dem entspricht eine Kühlwassermenge von 284 bis 302 l/min.

Einfluß der Kühlwassertemperatur auf Leistung und Verbrauch eines Zwölfzylinder-Libertymotors.

Kühlwassertemperatur beim Austritt	77°		Verglichen mit dem Betrieb bei 77° Temperatur							
			43,3°		54,4°		65,5°		87,7°	
Drehzahl min⁻¹	Leistung PS	Verbrauch g/PSh	Leistung vH	Verbrauch vH	Leistung vH	Verbrauch vH	Leistung vH	Verbrauch vH	Leistung vH	Verbrauch vH
1300	180	232	+ 1,72	+ 2	+ 0,45	— 1	— 0,14	— 1,2	— 0,45	+ 1,5
1400	230	218	+ 1,58	+ 8	+ 0,29	+ 3	± 0,60	± 0	— 0,30	± 0
1500	280	216	+ 1,35	+ 4,5	+ 0,28	+ 2,5	— 0,20	+ 3,5	— 0,20	— 0,5
1600	340	216	+ 1,00	+ 4	+ 0,61	+ 8	+ 0,40	+ 3	— 0,25	— 1
1700	410	225	+ 0,60	+ 2	+ 0,60	+ 2	+ 0,60	— 0,2	— 0,40	± 0

Jeder anderen (s. Zahlentafel) Kühlwassertemperatur entspricht eine vollständige Versuchsreihe, bei der die Kennlinien für Leistung und Brennstoffverbrauch bei verschiedenen Drehzahlen aufgenommen wurden. Über die zweckmäßige Kühlwassermenge sind Versuche mit 8,8, 10, 11,1, 13,2 und 15,5° Temperaturzunahme des Kühlwassers beim Durchgang durch den Motor durchgeführt.

Innerhalb der hier betrachteten Grenzen werden durch die Änderung der Kühlwassertemperatur weniger die Leistungen als die Verbrauchszahlen beeinflußt. Die Leistungen bleiben nur bei der höchsten Kühlwassertemperatur wesentlich unter der erreichbaren, dagegen ist der Verbrauch bei niedrigeren Kühlwassertemperaturen beträchtlich höher. — Automotive Industries, Bd. 42, 29. April 1920, S. 1002/1003 (4 Sp., 5 Schaub.). Hr. **2927.**

Motorteile. Die Verwendung von Aluminium für Motorenzylinder (The utilization of aluminium for engine cylinders). Von der verbesserten Wärmeableitung bei Aluminiumzylindern erhoffte man, daß man die Verdichtungsverhältnisse würde steigern, also die Leistungen bei unverändertem Motorengewicht würde erhöhen können, ohne die bekannten Schwierigkeiten mit den Kolben und Ventilen. Auch hoffte man mit dem Großmotor weiter zu kommen.

Diese Erwartungen haben die bisherigen Motoren mit Aluminiumzylindern nicht erfüllt, vor allem wegen der Laufbüchsen aus Gußeisen oder Stahl, deren Verbindung mit dem Aluminiumgehäuse niemals unter allen Temperaturverhältnissen metallisch bleibt, wie das für gute Wärmeübertragung notwendig ist. Bei den kalt eingeschraubten Buchsen des Hispano-Suiza wie bei den warm aufgezogenen Gehäusen eines neueren englischen Motors trennen sich Büchse und Gehäuse infolge der Unterschiede in den Wärmedehnungen.

Man müßte 1. eine Aluminiumbronze finden, die bei annähernd gleicher Wärmeleitfähigkeit genügende Festigkeit hätte, so daß man Zylinder ohne Laufbüchsen herstellen könnte; 2. was allerdings gießereitechnische Schwierigkeiten bietet, die Lauffläche durch eingegossene Stücke aus festerem Metall verstärken, z. B. durch einzelne parallele Streifen von Stahl, zwischen denen die Legierung vortritt usw. Neuerdings können auf elektrischem Wege metallische Überzüge so stark hergestellt werden, daß man sie bearbeiten kann. Das Verfahren ist zur Herstellung eines Kupferüberzuges in einem Aluminiumzylinder schon versucht worden. — W. Rosenhain, Automotive Industries, Bd. 42, 15. April 1920, S. 912/913 (o. Abb.). Hr. **2929.**

Motorteile. Eine neue leichte Kolbenlegierung (A new light piston alloy). Die Dow Chemical Co. bringt Motorkolben aus einer besonders leichten Legierung mit über 90 vH Magnesium in den Handel:

Spezifisches Gewicht . . .	1,79
Zerreißfestigkeit	15,4 bis 17,5 kg/mm²
Elastizitätsgrenze	8,4 bis 9,1 kg/mm²
Dehnung (50,8 mm Länge)	3,5 vH
Druckfestigkeit	31,5 kg/mm²
Querzusammenziehung . .	3,5 vH
Elastizitätsmaß	630000 kg/cm²
Brinellhärte	55

Die Legierung ist somit noch um 50 vH leichter als die üblichen Aluminiumlegierungen. Durch Vergüten kann man die Zerreißfestigkeit der in Sand gegossenen Stücke bis auf 21 kg/mm² ohne wesentliche Änderung der Streckgrenze steigern, während gleichzeitig Dehnung und Querzusammenziehung auf 6 vH zunehmen. Im geschmiedeten Zustande erreicht die Legierung 35 kg/mm² Zugfestigkeit und eine Brinellhärte bis 70.

Die Wärmeleitfähigkeit der Legierung verhält sich zu Eisen wie 2,95 : 108. Die lineare Wärmedehnungsziffer beträgt: 0,000028, anscheinend etwas viel für eine Legierung für Motorkolben. Sie zeigt aber nicht das den Aluminiumlegierungen eigentümliche Wachsen bei wiederholter Erwärmung; beispielsweise hat die Länge eines Probestabes bei einem Versuch nach 28maligem zweistündigem Erwärmen auf 430° nur um 5 vT zugenommen. Für die Bearbeitung eignet sich die Legierung ausgezeichnet; sie gestattet hohe Schnittgeschwindigkeiten, ohne das Werkzeug zu erhitzen oder abzustumpfen, und läßt Hochglanzpolierung zu, ohne rissig zu werden. Gegenüber Gußeisen kann die Geschwindigkeit der Bearbeitung auf das Dreifache gesteigert werden. Kolben aus dieser Legierung sind vor mehr als 2 Jahren in einen Fordmotor eingebaut worden und dauernd mit gutem Erfolg im Betrieb. — Automotive Industries, Bd. 42, 22. April 1920, S. 967 (1½ Sp., o. Abb.). Hr. **2930.**

Motorverdichtung. Die Steigerung der Leistung mit höherem Verdichtungsverhältnis (The increase of power output with higher compression ratios). Auf dem McCook Field wurden vergleichende Versuche über den Betrieb von Flugmotoren mit verschiedener Verdichtung an einem Sechszylinder Liberty der Thomas-Morse-Aircraft Corporation, Ithaca, mit einer Bremsdynamo angestellt. Sie erstreckten sich auf das Verdichtungsverhältnis 1 : 5,42 entsprechend den normalen Kolbenabmessungen, 1 : 5,86 entsprechend der Überverdichtung und 1 : 4,89 entsprechend dem Verdichtungsverhältnis der Marinebehörde. Der Motor wurde zunächst zweimal bei voller Leistung, hierauf auf Leerlaufarbeit und Verdichtungsarbeit, und schließlich zweimal bei Kupplung mit einer Luftschraube geprüft. Dann wurden die Ventile nachgeschliffen, andere Kolben eingebaut und die gleichen Versuche für das neue Verdichtungsverhältnis durchgeführt. Bei der ganzen Versuchsreihe konnte der gleiche Satz Kolbenringe verwendet werden, mit Ausnahme eines gebrochenen; daher blieb die innere Reibung gleich. Die Einstellung der Zündung und das Spiel an der Steuerung wurden regelmäßig beim Einbau der Kolben nachgeprüft. Ergebnisse: Bei den drei Verdichtungsverhältnissen leistet der Motor bei 1700 U/min bzw. 210, 215 und 220 PS; der Verbrauch betrug bzw. 239, 216 und 232 g/PSh (bezogen auf engl. PS), war also beim normalen Verdichtungsverhältnis am kleinsten. Die Messungen über Leerlaufreibung ergaben keine wesentlichen Unterschiede. Der Motor lief bei dem niedrigen und bei dem normalen Verdichtungsverhältnis vollkommen ruhig, bei dem hohen Verdichtungsverhältnis mit einigen Erschütterungen, die auf geringe Vorzündungen schließen lassen, ohne daß die Leistung dadurch beeinträchtigt worden wäre. — Automotive Industries, Bd. 47, 10. Mai 1920, S. 1158/1159 (2 Sp., 4 Abb.). Hr. **3035.**

Motorvergaser. Der Entwurf eines Laboratoriums für Vergaseruntersuchungen (The design of a Laboratory for carburation investigations). Das Laboratorium der Steward-Warner Speedometer Co., von P. S. Tice geleitet, ist vorbildlich wegen seiner Einrichtungen für schnelle Motorversuche. Es enthält einen festen Prüfstand mit 75 PS-Pendeldynamo sowie einen hochliegenden Kühlwasserbehälter von rd. 150 l Inhalt, aus dem der Dampf ins Freie abgeführt wird, und dessen Wasserablauf zum Motor durch einen Thermostaten geregelt wird. Die Brennstoffanlage umfaßt zwei getrennte Behälter für leichteren und schwereren Brennstoff mit einer Wage, auf der ein Meßbehälter für etwa 1,2 kg Brennstoff angeordnet ist. Beim Versuch wird zunächst der Motor an den Meßbehälter angeschlossen, der bis obenhin gefüllt ist. In dem Maße wie der Brennstoff abläuft, kommt die Wage ins Gleichgewicht und schaltet elektrisch eine Stoppuhr, einen Drehzähler sowie eine Signalvorrichtung ein, die den Beginn des Versuches anzeigen. Man legt dann auf den Meßbehälter ein Gewicht, das der während der Messung zu verbrauchenden Brennstoffmenge entspricht, wodurch die Wage in ihre frühere Lage zurückkehrt und den Schaltstromkreis wieder unterbricht, bis die Menge verbraucht ist; dann wird der Stromkreis eingeschaltet, wodurch Stoppuhr und Zähler abgestellt und das Meldewerk wieder in Tätigkeit gesetzt wird. Man kann den Motor weiter laufen lassen, indem man die Brennstoffleitung auf den Hauptbehälter umstellt. An der Stoppuhr und dem Drehzähler können dann die erforderlichen Ablesungen gemacht werden, worauf der neue Versuch beginnen kann.

Die Leistung wird auf einem großen Zifferblatt der mit der Pendeldynamo verbundenen Federwage angezeigt. Umfangreiche Einrichtungen gestatten, die Drücke an verschiedenen Stellen des Vergasers und der Ansaugleitung zu beobachten sowie die Mengen der angesaugten Luft zu messen. Durch diese Einrichtungen werden die Motorversuche so vereinfacht, daß die eingehendsten Untersuchungen nur zwei Mann erfordern und 80 bis 90 Messungen im Laufe eines Tages erledigt werden können. — Automotive Industries, Bd. 42, 15. April 1920, S. 906/911 (9 Abb.). Hr. **3036.**

Motorzündung. Eine selbstreinigende Zündkerze ist die BG-Kerze (Brewster-Goldsmith) mit einem inneren Hohlraum zum Entfernen der Ölkohle usw. und einem äußeren zum Kühlen der inneren Stahlhülse. Die Gasbewegung in den Räumen besorgt die Druckänderung beim Betrieb.

Die Anordnung hat sich bei Major Schroeders Höhenrekord bewährt und soll auch für Kraftwagen verwendet werden. — Automotive Industries, Bd. 42, 6. Mai 1920, S. 1057 (½ Sp., 1 Zeichn. der Kerze in Schnitt und Ansicht). E. **2931.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der vierstelligen Zahl am Schluß, die dem »Flugarchiv« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller entspricht (z. B. 2329 = 29. Bericht aus Heft 23).

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 31. August 1920 Heft 16

Die stereoskopische Untersuchung des Fliegerbildes.[1])

Von Erich Ewald.

Der Gedanke der Luftfernaufnahme ist etwa seit der Mitte des vorigen Jahrhunderts aufgenommen und in allmählicher Ausgestaltung vornehmlich am Freiballon entwickelt worden. Die wichtigsten photochemischen, photomechanischen und optischen Gesetze wurden hier erkannt und gelöst. Die gefertigten Aufnahmen dienten vornehmlich Liebhaberzwecken, teils der Erfüllung einer bestimmten Aufgabe in Verfolg eines wissenschaftlichen Gedankens, in der Regel aber der Ausführung von Erinnerungsbildern von der Fahrt. Zu einer systematischen Anwendung im großen kam es jedoch nicht. Erst der Weltkrieg ließ die Bedeutung der Luftfernaufnahme, und insbesondere der Flugzeugphotographie erkennen, allerdings für das engumgrenzte Gebiet des Kriegswesens. Durch die Aufgaben der militärischen Erkundung und weiter durch die besonderen Anforderungen des Feldzuges — Einhalten einer großen Höhe wegen der feindlichen Gegenwirkung, möglichst große Auszeichnung der militärischen Befestigungsanlagen im Bilde — wurde eine Reihe neuer Fragen gestellt und durch die Technik gelöst. So wurde die Konstruktion der großbrennweitigen Kammer, der senkrechten Aufhängung, des Reihenbildners durchgeführt. Neben der Ausgestaltung des technischen Geräts brachte das Lesen des Fliegerbildes und seine weitere Verwertung neue Forderungen und damit die Anregung, für deren Bewältigung die notwendigen Mittel zu schaffen. So wurden die einzelnen senkrechten Aufnahmen zu photographischen Übersichtskarten zusammengesetzt; das Kilometer-Quadratnetz der Generalstabskarte wurde eingetragen, die Vervielfältigung durch Lichtdruck durchgeführt. Anderseits wurde das Auswertungsgerät ausgestaltet. Hierbei erwies sich die stereoskopische Untersuchung als besonders wertvoll. Das einzelne Fliegerbild kann die Landschaft nur in flächenhafter Darstellung wiedergeben und eine eindeutige Klarlegung der Geländeunterschiede ist, nicht ohne weiteres möglich, zumal diese im Vergleich zu den beim Fluge eingehaltenen Höhen in der Regel nur gering sind. Die sinnfällige körperliche Erscheinung eines gesamten Gebietes wie die Heraushebung von Einzelheiten, die bei der stereoskopischen Betrachtung jeden Irrtum in der Deutung des Fliegerbildes ausschließt, erhöht seine anschauliche Wirkung noch bedeutend.

Die kurzen Andeutungen zeigen, daß in der Flugzeugphotographie während des Krieges eine Fülle von Erfahrungen gesammelt sind, die durch die opferbereite Hingabe der Flugzeugbesatzungen und durch intensive Arbeitsleistung in den Bild- und Vermessungsabteilungen im Felde und ferner durch die geistige Arbeit und handwerkliche Tätigkeit der Industrie in der Heimat gewonnen sind. Es gilt nun, diese Summe von Errungenschaften nicht in Vergessenheit geraten zu lassen, sondern sie aus dem Einzelgebiet der militärischen Anwendung herauszuheben und weiter auszugestalten zur Verwertung für die künftigen Arbeiten des Friedens.

Die stereoskopische Untersuchung von Fliegerbildern und von photographischen Aufnahmen allgemein, das sinnfällige räumliche Erkennen der dargestellten Gegenstände beruht darauf, daß zwei Bilder desselben Geländes vom verschiedenen Standpunkt aus, d. h. also mit verschiedenem Gesichtswinkel aufgenommen sind, dieses also mit perspektivischen Bildverschiedenheiten wiedergeben. Auf der Netzhaut des linken und rechten Auges werden bei der Betrachtung zwei unterschiedliche Bilder erzeugt, die im Geiste durch die Kreuzung der Sehnerven miteinander verschmolzen werden und ein einziges plastisches Bild ergeben. Der Vorgang des natürlichen Sehens wird also wiederholt, wo gleichfalls infolge der Stellung unserer Augen im Abstande von rd. 6,5 bis 7 cm jedes Auge ein verschieden perspektivisches Bild wahrnimmt. Durch ein einäugiges Sehen erhalten wir keinen plastischen Eindruck. Wohl täuscht uns Erfahrung, das Vor- und Zurücktreten der einzelnen Gegenstände, das Verlaufen gleichgerichteter Linien nach einem Fluchtpunkt, Licht und Schatten sowie die Wirkung der Luftperspektive einen räumlichen Eindruck vor, aber eine wirkliche plastische Anschauung erhalten wir nicht. Wir können dieses sofort dadurch feststellen, daß wir Gegenstände betrachten, von deren körperlicher Gestalt wir nichts Genaues wissen, und wo uns die Hilfsmittel der Erfahrung im Stich lassen, z. B. wenn wir Felsbildungen oder ganz allgemein Körper im Lichte der Dämmerung sehen. Beim zweiäugigen Sehen ist aber die räumliche Wirkung von selbst da, ohne unser Zutun und ohne unsere Überlegung auf Grund unseres Wissens, als ein rein physiologischer Vorgang.

Betrachten wir eine Linie im Raum (Abb. 1) so entsteht auf der Netzhaut des rechten und linken Auges je ein Bild, das jedesmal gleiche Vorzeichen besitzt, aber perspektivische Bildverschiedenheiten enthält. Bei der stereoskopischen Betrachtung photographischer Aufnahmen müssen diese die

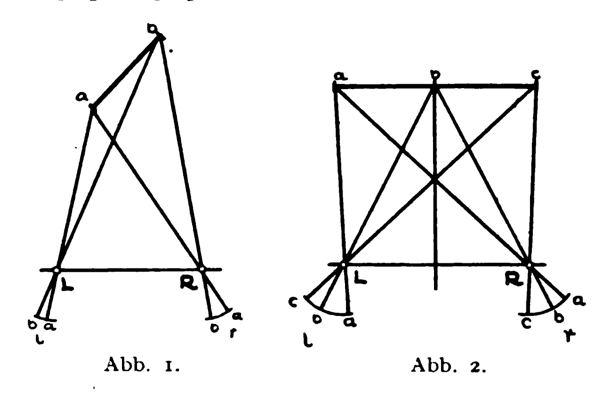


Abb. 1. Abb. 2.

gleichen Unterschiede zeigen, damit mit Hilfe des Betrachtungsapparates wiederum dieselben perspektivischen Bilder auf der Netzhaut erzeugt werden. Benutzen wir zwei Abzüge derselben Platte, d. h. zwei völlig identische Bilder, so kann ein räumlicher Eindruck nicht gewonnen werden; die Bilder auf der Netzhaut sind kongruent (Abb. 2).

Die stereoskopische Wirkung ist abhängig von der Größe des Gegenstandes und von seiner Entfernung vom Betrachtungsort im Verhältnis zum Augenabstand. Die Sehwinkel, unter denen ein Gegenstand mit unseren Augen betrachtet wird, werden, je weiter wir uns entfernen, spitzer, die Sehstrahlen mehr und mehr parallel, und damit werden die perspektivischen Unterschiede geringer. Durch Vergrößerung des Augenabstandes muß dieses Mißverhältnis ausgeglichen werden. Es kann dieses geschehen beim natürlichen Sehen durch Verwendung von Prismenfeldstecher oder Basisgerät, bei der photographischen Aufnahme durch Vergrößerung der Objektivdistanz (Aufstellung von zwei Apparaten oder Fertigen von zwei Aufnahmen hintereinander von einer Standlinie), wobei die optischen Achsen der Apparate senkrecht zu dieser und untereinander parallel verlaufen. Abb. 3 deutet die perspektivisch verschiedenen Bilder an, die von einem Gegenstande gleicher Größe für unser Auge erzeugt werden, je nach der Entfernung, von der aus er betrachtet wird. Beim nahen Körper erhalten wir eine übertriebene perspektivische Darstellung und damit ebensolche plastische Wirkung, beim entfernten Gegenstand werden die Bilder gleichartiger, der räumliche Eindruck verringert sich entsprechend.

Ähnliches gilt von dem Betrachten kleiner und großer Körper. Ein umfangreicher Gegenstand oder sein Bild in maßstäblich großer Auszeichnung wird einen günstigeren plastischen Eindruck ergeben, weil sein Bild auf der Netzhaut die perspektivischen Verschiedenheiten im größeren Maßstabe zur Erscheinung bringt. Dieselbe Wirkung kann auch bei kleinmaßstäblichen Aufnahmen erreicht werden, indem man entweder das Bild selbst vergrößert oder einen stark vergrößern-

[1]) Es ist in Aussicht genommen, eine größere Arbeit über »die Stereoskopie und ihre Verwendung für die Untersuchung des Fliegerbildes« demnächst als Sonderveröffentlichung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt herauszugeben.

den Betrachtungsapparat verwendet. Allgemein kann man zusammenfassend sagen:

Die Güte der Plastik ist gleich

$$\frac{\text{Größe des Gegenstandes}}{\text{Entfernung}} \times \frac{\text{Objektivdistanz}}{\text{Augenabstand}}.$$

Durch die Untersuchungen von Helmholtz und Pulfrich ist festgestellt, daß unser Tiefenunterscheidungsvermögen in Entfernungen von 225 bis 450 m aufhört. Gegenstände,

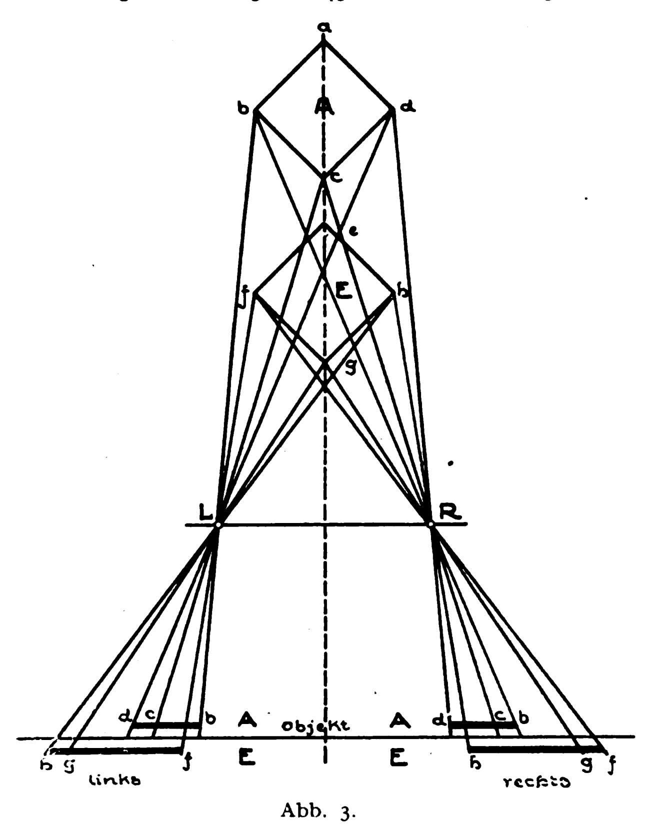


Abb. 3.

die weiter entfernt liegen, heben sich nicht mehr für unser Auge von dem unendlich entfernten Hintergrunde ab, sie selbst werden nur noch flächenhaft als Silhouetten empfunden.

Für photographische Aufnahmen innerhalb dieser Entfernungen genügen die sog. Stereoskopkammern, die mit zwei Objektiven in einem Abstand von etwa 7 bis 9 cm ausgerüstet sind, und die infolge dieser Anordnung die erforderlichen perspektivischen Bildverschiedenheiten ergeben. Bei Aufnahmen in größeren Entfernungen, z. B. von einem überhöhenden Punkte oder vom Fesselballon aus, muß die Objektivdistanz entsprechend erhöht werden. Bei Aufnahmen vom Flugzeug aus sind die einzuhaltenden Höhen oft sehr bedeutend, besonders im Verhältnis zu den Geländeunterschieden und zu den Erhebungen der einzelnen abgebildeten Gegenstände. Zur Erzielung einer ausreichenden Objektivdistanz ist darum die Fortbewegung des Flugzeuges auszunützen dergestalt, daß man eine Aufnahme fertigstellt, während des Weiterfliegens die Kassette wechselt, den Verschluß spannt und nunmehr die zweite Aufnahme ausführt. Man erhält somit zwei Bilder desselben Geländes, die sich teilweise überdecken und wegen der beiden Aufnahmestandorte die perspektivischen Bildverschiedenheiten zeigen.

Die Wahl der Größe der Standlinie ist hierbei von Wichtigkeit. Sie ist in erster Linie abhängig von der Entfernung, dann aber auch von der Größe der Unterschiede im Gelände und der einzelnen Gegenstände untereinander. Je größer diese im Bilde ausgezeichnet sind, d. h. je größer die Brennweite des Aufnahmeobjektivs ist, desto geringer kann die Basis gewählt werden. Die Basis ist also gleich einer Funktion des Maßstabs, der gleich dem Quotienten aus Brennweite und Höhe ist. Weiter ist die Basis abhängig von der verwendbaren Bildbreite, die bei dem gewöhnlichen Betrachtungsapparat gleich dem Augenabstand (rd. 7 cm) anzusetzen ist. Hieraus ergibt sich: Basis in Metern gleich $\frac{0{,}07 \cdot H}{F}$ oder für die einzelnen Brennweiten $f = 25$ cm $B = \frac{7}{25} H = \frac{1}{3{,}5} H$

$$f = 50 \text{ cm } B = \frac{7}{50} H = \frac{1}{7} H \text{ usw.}$$

Für die einzelnen Maßstäbe bleiben die Größen der Standlinien ihrem absoluten Werte nach gleich.

Auch praktische Erwägungen können die Wahl der Basis beeinflussen. Handelt es sich um die Gewinnung größerer Geländeübersichten, so genügen die oben angegebenen mittleren Standlinien, die eine volle Ausnutzung der Bildbreiten zulassen. Kommt es auf die Klarlegung der räumlichen Unterschiede von Einzelheiten an, so wird eine übertriebene Plastik von Vorteil sein, die wir durch Vergrößerung der Standlinie ohne weiteres gewinnen können.

Für die Verwertung der verschiedenen Aufnahmearten ist zu beachten, daß bei schrägen Aufnahmen, besonders von Flugzeugen aus, sich die Bedingung nur schwierig erfüllen läßt, daß die beiden Aufnahmen unter dem gleichen Winkel und in gleicher Entfernung vom Gegenstande erfolgt. Geschieht dieses nicht, so ergeben sich neben den perspektivischen Bildverschiedenheiten, die für die stereoskopische Wirkung erforderlich sind, noch Verzerrungen oder Maßstabungleichheiten, die die räumliche Betrachtung ungemein erschweren und, wenn sie bedeutend sind, unmöglich machen. Die beiden Teilbilder können für unsere Augen wegen des verschiedenen Inhalts nicht mehr zu einem einzigen verschmolzen werden. Für senkrechte Aufnahmen liegen die Verhältnisse wesentlich einfacher, da hier jedesmal Entfernung und Aufnahmewinkel (90°) gleich groß sind.

Für die räumliche Betrachtung der Flugzeugaufnahmen müssen die Teilbilder in der richtigen Weise zusammengelegt werden. Für die Erdaufnahmen ergibt sich dieses von selbst. Die beiden Einzelbilder zeigen den gleichen Inhalt und werden für die Betrachtung in der Weise aufgeklebt, daß, genau wie die Aufnahme, das linke Bild für das linke Auge, das rechte für das rechte Auge angeordnet wird. Bei den Fliegerbildern ist für das Zusammenpassen die Flugrichtung maßgebend. Man bringt die Aufnahmen in ihren identischen Teilen zur Deckung (Abb. 4 u. 5), schneidet sie auf gleichen Bildinhalt und legt sie parallel zur Flugrichtung oder zur Standlinie in der Weise zusammen, daß Bild I mit dem linken, Bild II

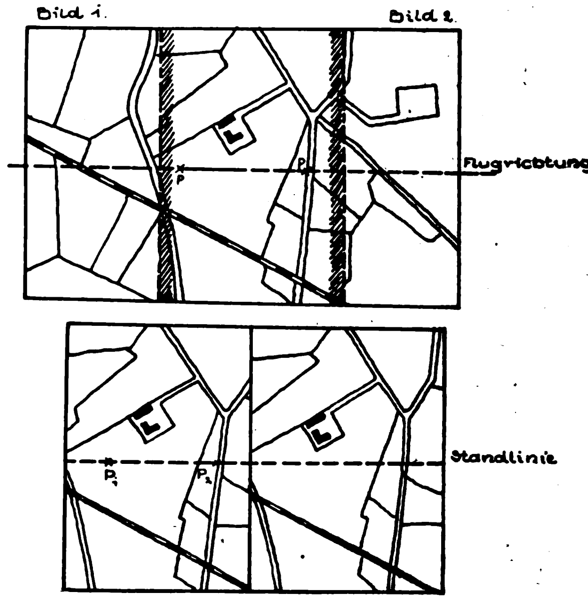


Abb. 4 und 5. Zusammenpassen von senkrechten Fliegerbildern. Flugrichtung parallel zu den Plattenkanten.

mit dem rechten Auge betrachtet wird. Die Standlinie, d. h. die Verbindungslinie der beiden Aufnahmestandorte, läßt sich ohne weiteres dadurch festlegen, daß man die Plattenmittelpunkte bestimmt, sie gegenseitig überträgt und die Verbindungslinie zieht. Für die Betrachtung sind folgende wesentlichen Bedingungen zu erfüllen:

a) die Bilder müssen gleich groß sein, d. h. gleichen Bildinhalt und gleichen Maßstab haben;

b) die entsprechenden Bildpunkte müssen auf gleicher Höhe liegen, d. h. parallel zu der Verbindungslinie unserer Augen;

c) die Entfernung zwischen zwei entsprechenden Bildpunkten soll — gemäß unserem Augenabstand — nicht mehr als 65 bis 70 mm betragen;

d) die Teilbilder müssen entsprechend der Aufnahme in die richtige Lage für die Augen gebracht, d. h. entsprechend der Flugrichtung zusammengelegt werden (Abb. 5); dreht man das ganze Bild um 180°, so ändert sich an der Wirkung nichts, es ist dann nur die Flugrichtung entgegengesetzt angenommen, und die Betrachtung erfolgt entsprechend für jedes der Teilbilder mit dem anderen Auge. Dreht man dagegen jedes Teilbild für sich um 180° oder tauscht man sie gegenseitig aus, so wird die linke Aufnahme mit dem rechten Auge und umgekehrt die rechte Aufnahme mit dem linken Auge gesehen. Es ergibt sich eine umgekehrte Plastik, hochragende Gegenstände scheinen in den Erdboden hineinzugehen, tiefliegende sich hoch herauszuheben. Dreht man jedes Teilbild um 90° oder 270°, so verlaufen die Bildverschiebungen in den gleichen Richtungen, es entstehen zwei kongruente Bilder, die naturgemäß keinen räumlichen Eindruck hervorrufen können. Hierbei macht es dann auch nichts aus, ob das rechte und linke Bild gegenseitig vertauscht werden.

e) Endlich ist darauf zu achten, daß die Teilbilder in ihren Tonwerten gleich sind, und daß sie entsprechend den natürlichen Vorbedingungen bei der Aufnahme — der Richtung bei den schrägen, dem Licht- und Schatteneinfall bei den senkrechten Bildern — zusammengepaßt werden.

Für die Betrachtung der Raumbilder sind eine Reihe von Apparaten, wiederholende und vergrößernde im Handel zu haben; die Untersuchung der Fliegerbilder, für die an sich jedes Gerät dienen kann, stellt einige besondere Anforderungen, die man zweckmäßig zu erfüllen suchen wird. Für das Auswerten ist ein stückweises Betrachten von Punkt zu Punkt erforderlich. Sieht man ein Gelände nur als Übersichtsbild, so entgehen erfahrungsgemäß die Einzelheiten der Aufmerksamkeit, und für die Auswertung ist nichts gewonnen. Das Gerät muß darum so eingerichtet sein, daß es über das ganze Bild seiner Länge nach hinübergeschoben und jede beliebige Stelle im einzelnen untersucht werden kann. Der Apparat muß ferner für jedes Auge, d. h. für einen beliebigen Augenabstand und für eine beliebige Sehschärfe geeignet, also hierfür verstellbar eingerichtet sein. Auf Grund dieser Überlegungen ist das Brückenraumglas (Abb. 6) entstanden, das den genannten

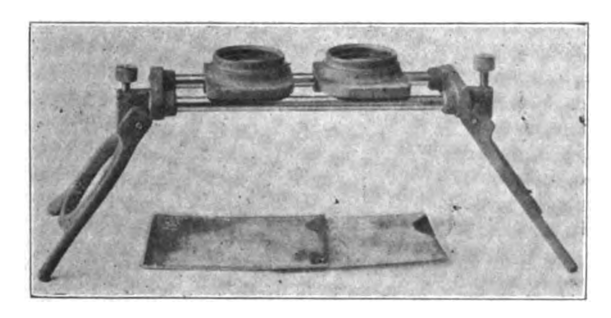


Abb. 6. Brückenraumglas von Leitz.

Anforderungen genügt und mit einer etwa 2½fachen Vergrößerung eine genügende Erhöhung der räumlichen Wirkung ergibt. (Ausführung der Firma Leitz, Wetzlar.)

Die weiteren Geräte, die für die stereoskopische Untersuchung der Fliegerbilder in Betracht kommen, das Spiegelstereoskop von Zeiß für Übersichtsbilder und der Durchforschungsapparat für die Klarlegung von Einzelheiten sind in der vorgenannten Arbeit näher beschrieben.

Für die stereoskopische Betrachtung läßt sich endlich der physikalische Grundsatz ausnützen, daß zwei Komplementärfarben, also grün und rot oder blau und orange sich gegenseitig aufheben. Dieses Verfahren ist benutzt worden für die bekannten Hefte mit Städteansichten, bei denen die beiden Teilaufnahmen in grüner und roter Farbe übereinander gedruckt und nun entsprechend mit einem grünen und roten Filter betrachtet werden. Es wird dadurch erreicht, daß für jedes Auge nur das ihm entsprechende Bild wirksam wird, z. B. für das rechte Auge mit einem roten Filter wird die grün eingefärbte linke Ausnahme ausgelöscht und umgekehrt. Dieses Verfahren ist weiter verwertet worden für die Durchführung der plastischen Projektion, die den großen Vorteil einer jeden Lichtbildervorführung besitzt, daß man einem größeren Kreise gleichzeitig die Gestaltung eines Geländes zeigen und daran Besprechungen anknüpfen kann.

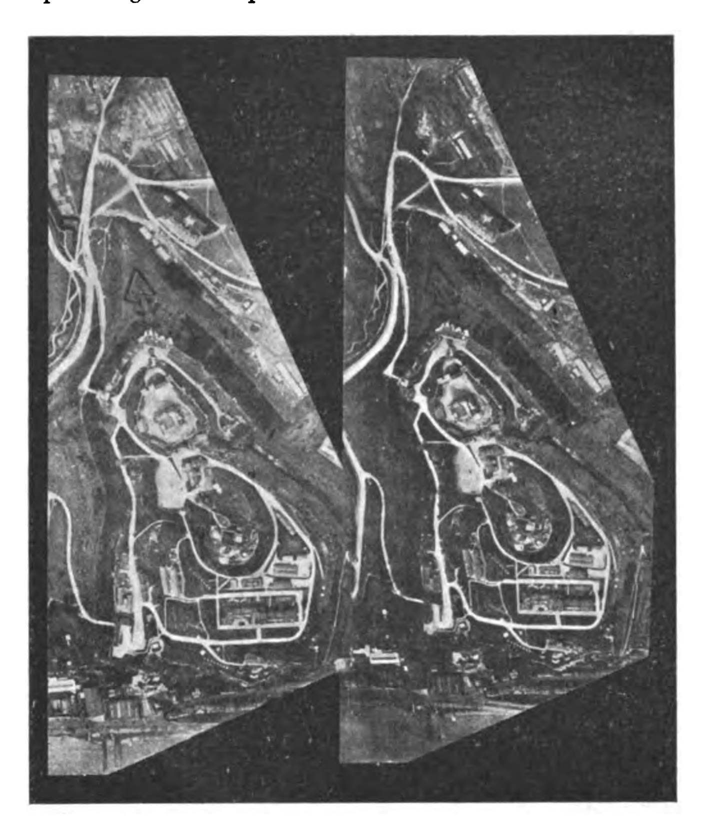


Abb. 7. Zitadelle Dover (f = 50 cm, h = 3500 m).
Bem. die sich heraushebenden Bergkegel mit den hochragenden Gebäuden sowie die Geländeunterschiede in den Gräben u. Wällen.

Man kann hierbei in der Weise vorgehen, daß man jedes Einzelbild für sich grün oder rot einfärbt, beide übereinander klebt und sie mittels eines Projektionsapparates auf die Leinwand wirft. Das entstehende Farbengemisch wird durch Verwendung der Filter, wie oben ausgeführt, gesondert, so daß jedem Auge nur das ihm entsprechende Bild zugeführt und dadurch ein plastischer Eindruck vermittelt wird. Hierzu ist zu bemerken, daß dieses Einfärbeverfahren eine sehr sachgemäße Arbeit voraussetzt, um zur vollen Wirkung zu kommen. Wesentlich einfacher kann man zu dem gleichen Ziele kommen, indem man von den beiden Teilaufnahmen zwei gewöhnliche Diapositive anfertigt und vor diese in dem Projektionsapparat je ein grünes und ein rotes Filter einschaltet. Durch eine Ausstattung des Bildwerfers mit zwei Kondensatoren und zwei Objektiven werden diese beiden Einzelbilder auf der Leinwand vereinigt und können in der gleichen Weise wie vor durch die entsprechenden Filter betrachtet werden.

Die stereoskopische Untersuchung der Fliegerbilder hat sich während des Feldzuges als ein wichtiges Hilfsmittel für eine Klarlegung der Geländegestaltung und der Bauanlagen in ihren Einzelheiten ergeben, und sie wird auch für die künftigen Aufgaben der Flugzeugphotographie im Frieden mit Nutzen herangezogen werden können. Als Aufgaben lassen sich übersehen: Im allgemeinen die Verwendung für das Erkennen der Geländeverhältnisse, der Bodenerhebungen und Senkungen; im besonderen für das Gebiet der Geographen zum Studium für Höhenformationen, besonders in schwierigen Gebieten, wie im Hochgebirge oder in den Dünen, wo zahlreiche Kuppen und Mulden dicht nebeneinander liegen und das einzelne Fliegerbild eine Klarlegung der Höhenabstufungen im einzelnen nicht vermitteln kann. Ähnliches gilt für die Zwecke des Städtebaues, wo für die Planung neben der Luftbildkarte ein Studium der Geländeverhältnisse durch Stereoaufnahmen von Wichtigkeit sein kann. Ferner wird die Anschau-

lichkeit des Fliegerbildes durch die plastische Erscheinung noch bedeutend vermehrt, und die stereoskopischen Aufnahmen zeigen das Herauswachsen einzelner bedeutender Bauwerke aus ihrer Umgebung oder vermitteln die Höhenlage einzelner Stadtteile und erklären dadurch Straßenführungen und Anlagen. Dieses führt aber zur Verwertung des Raumbildes für Unterrichtszwecke, wo es die richtige Vorstellung der Wirklichkeit wesentlich unterstützen kann.



Abb. 8. Gelände bei Nieuwpoort Bad westl. der Yser (f = 70 cm, h = 3600 m).
Die Gesamtgestaltung der hohen Düne mit einer Beobachtungsstelle auf dem höchsten Punkte ist deutlich erkennbar. Bem. die Geländeformation, deren geringste Abstufungen die stereoskopische Untersuchung klarlegt.

Der Wert der stereoskopischen Untersuchung für die Friedensarbeit läßt sich zurzeit bei der Behinderung der Flugtätigkeit noch nicht im vollen Maße übersehen. Sicher ist es, daß die körperliche Erscheinung die Lebendigkeit des Fliegerbildes im hohen Maße fördern und dadurch für die verschiedensten Zwecke wertvolle Dienste leisten wird. Die praktische Arbeit in der Verwertung der Fliegerbilder für die Aufgaben des Friedens werden die Vorteile der stereoskopischen Untersuchung im einzelnen noch vertiefen und ihren Gebrauch weiter entwickeln. So eröffnet sich auf diesem Sondergebiet des Flugbildwesens ein weites neues Arbeitsfeld.

Indiziertes Steigvermögen statt Leistungsbelastung.

Von Georg König, Berlin.

Die Bewertung von Flugzeugen stützt sich nach lange geübtem Brauch auf die Leistungsbelastung, und zwar wird die Flug- und Steigfähigkeit um so »höher« bewertet, je »kleiner« die Belastung pro Leistung ist. Diese Gegensätzlichkeit kann doch das Urteil über einen Flugzeugtyp nicht so klar hervortreten lassen, als wenn mit zunehmender Kennziffer auch die Steigfähigkeit zunehmen würde. Zudem ist noch das Verhältnis »Gewicht zu PS« ein simpler Quotient, der nichts besonderes aussagt.

Bemüht man sich aber das persönliche, durch die Praxis gestärkte Gefühl und die Zahlen in bessere Übereinstimmung zu bringen, und wählt kurzer Hand den reziproken Wert der Leistungsbelastung als Kennziffer, so muß schon sofort auffallen, daß der Quotient »PS durch ein Gewicht« eine Geschwindigkeit ergeben muß. Spürt man dieser Eigentümlichkeit nach, so muß man zu dem Schlusse kommen, daß man dem Flugzeuggewicht eine Geschwindigkeit zuordnen kann, die dann als die durch die Motorleistung bewirkte sekundliche Hubarbeit anzusehen ist. Damit ist eine neue typische Kennziffer gefunden, die ohne weiteres als Maß für das Steigvermögen benutzt werden kann und (von mir schon im T. B. III)

»indiziertes Steigvermögen«

genannt worden ist. Um die Definition klar zu fassen, soll vereinbart werden, daß nur die Nennleistung des Motors, die meistens von der Fabrik bestimmt wird und ungefähr dem Betriebsmittel entspricht, eingeführt werden darf, alsdann hat zu gelten:

l_v = indiziertes Steigvermögen

$$= 75 \frac{\text{Motornennleistung in PS}}{\text{Flugzeuggewicht}} = 75 \frac{L}{G}.$$

Dieser Geschwindigkeitswert drückt aus, wie schnell der Motor mittels einer Hebevorrichtung vom Wirkungsgrad 1 das Flugzeuggewicht senkrecht zu heben imstande ist. Damit ist also aus den Daten des Flugzeuges eine Kennziffer geschaffen worden, deren Größe direkt die Steigfähigkeit des Flugzeuges erkennen läßt und dann der Leistungsbelastung als Kennziffer ganz erheblich überlegen ist. Beispielsweise betrug für die Kampfeinsitzer das indizierte Steigvermögen 16 m/s; für Großflugzeuge 9—11 m/s.

Damit ist gleichsam die Steigfähigkeit in großen Zügen erfaßt; um sie genauer auszudrücken, muß der Einfluß des Propellers beachtet werden, was durch Einführen zweier Güteziffern geschehen muß:

Erstens soll der Ausnutzungsgrad λ aussagen, welcher Teil der Nennleistung im Fluge jeweilig gerade wirksam war; bekanntlich variiert die abgegebene Leistung mit der Drehzahl.

Zweitens gibt der Propellerwirkungsgrad η an, welcher Betrag der vom Motor aufgewendeten Leistung noch an der Propellerwelle als Zugkraft tätig ist.

Deshalb ist die ans Flugzeug abgegebene Leistung

$$\lambda \cdot \eta \cdot L$$

und definiert die neue Kennziffer:

$$\text{»effektives Steigvermögen«} = 75 \cdot \frac{\lambda \cdot \eta \cdot L}{G} = v_t.$$

Da nun der Wirkungsgrad mit der Flugzeuggeschwindigkeit, und die Motorleistung mit der Flughöhe sich ändert, so muß bei Nennung des effektiven Steigvermögens immer die zugehörige Fluggeschwindigkeit und die Flughöhe mit vermerkt werden.

Aber auch für das effektive Steigvermögen gibt es drei bevorzugte Werte: erstens jener bei der Grundgeschwindigkeit v_0, er hat den stärksten Einfluß aufs Steigen in Erdnähe. Zweitens jener, der bei derjenigen Geschwindigkeit eintritt, die beim Durchfliegen der Gipfelhöhe sich einstellen würde; drittens jener bei der Geschwindigkeit des wagrechten Fluges, er ist ein gutes Maß für die zum Horizontalfliegen nötige Leistung.

Zweckmäßigerweise kann man das effektive Steigvermögen mit v_t bezeichnen, setzt man es in Vergleich zur zugehörigen Fluggeschwindigkeit v, so tritt die Ziffer

$$\tau = \frac{v_t}{v}$$

auf, die angibt, welcher Teil der Gewichtseinheit längs der Flugrichtung — als Komponente — tätig sein muß, um das effektive Steigvermögen als Hubleistung zu vollbringen. Deshalb kann man τ auch »Triebziffer« benennen.

Nun kann sich v_t nicht ganz in Steigen umsetzen, da das Flugzeug noch Schwebearbeit benötigt; es möchte gewissermaßen ständig fallen, gleiten, und v_t muß das auch noch mitüberwinden, d. h. die Gleitbahn des Flugzeuges gilt gewissermaßen für v_t als die Nulllinie, wenn man prüfen

will, wieviel nun wirklich fürs Steigen übrig bleibt. Man hat also das Gleitvermögen des Flugzeuges, also die senkrechte Fallgeschwindigkeit beim Gleiten als Verlustglied v_ε einzusetzen, um schließlich die wahre, wirkliche Steiggeschwindigkeit, das

überschüssige Steigvermögen v_σ

zu ermitteln. Alle drei Geschwindigkeitswerte sind demnach durch die Beziehung miteinander verknüpft:

$$v_\tau = v_\varepsilon + v_\sigma$$

die von fundamentaler Bedeutung ist und »Bilanzgleichung« genannt werden kann; durch Division mit v geht sie über in die andere Form

$$\tau = \varepsilon + \sigma$$

wenn ε die bekannte Gleitziffer und σ die Steigziffer ist.

Diese beiden Gleichungen gelten für alle Fälle, wo die Flugbahn nur soweit von der Horizontalen abweicht, daß der »cos« des Bahnwinkels vernachlässigt werden darf, und dies trifft bei den jetzigen Flugzeugen zu, wenn die Fluggeschwindigkeit das Horizontaltempo nicht nennenswert überschreitet.

Durch diesen Entwicklungsgang ist gezeigt, wie zwanglos man imstande ist, von der allgemein giltigen, nur die wichtigsten Flugzeugdaten enthaltenen Definition des Steigvermögens auszugehen, um schließlich durch ständige Verfeinerungen organischer Natur zu den fundamentalsten Gleichungen zu gelangen.

Bücher-Besprechungen.

Die deutschen Luftstreitkräfte im Weltkriege. Von Georg Paul Neumann. Verlag von E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW. 600 Dr.-Seiten, 296 Textabbildungen. Preis M. 66.—.

Das Buch ist in zwei große Abschnitte gegliedert. Abschnitt A behandelt Technik und Organisation, Abschnitt B die Verwendung der Luftstreitkräfte. In sorgfältiger Gliederung werden behandelt der kommandierende General der Luftstreitkräfte, das gesamte Luftschifferwesen (Fesselballone und Luftschiffe), das gesamte Flugwesen, die Luftfahrzeugmotoren, alle Hilfsmittel, Ausrüstung und Bewaffnung, der Luftschutz und der Heereswetterdienst. Ausgehend von dem Vorhandenen aus der Vorkriegszeit wird ein Überblick über das geschichtliche Werden des Krieges gegeben. Wiederholt sind Ausblicke in die Zukunft in groben Strichen angedeutet.

Das vorliegende Werk ist ein Sammelwerk. Ein größerer Stab von Mitarbeitern hat die Steine zu diesem Bau zusammengetragen, und es liegt im Wesen seiner Entstehung, daß dementsprechend eine völlige Einheitlichkeit in der Behandlung des Stoffes nicht erreicht wurde. Bedeutende Mitarbeiter wie Siegert, Haehnelt, Madelung, Moll, Grimme haben wesentliche Teile des Werkes geschrieben, Männer von starkem, eigenem Empfinden und mit in bestimmten Richtungen liegenden Erfahrungen. Diese Tatsache gibt dem ganzen Werke ein besonderes Gepräge. Es ist nicht zu verkennen, daß bei der Behandlung vieler Fragen eine gewisse Subjektivität obwaltete. Aber diese Tatsache bringt auch wieder als Vorteil mit sich, daß Fragen angeschnitten werden, deren Behandlung aus dem Rahmen des Herkömmlichen herausfällt, die darum für die spätere Auswertung des im Kriege aus einem Nichts geschaffenen gewaltigen Erfahrungsgebietes von wesentlicher Bedeutung sein werden.

Der Titel des Werkes und die in vorstehendem enthaltene Stoffangabe lassen den riesigen Komplex der behandelten Gebiete erkennen. Selbstverständlich kann nicht nach einjähriger Arbeitszeit und ohne den für absolute Objektivität nötigen zeitlichen Abstand ein lückenloses Bild von dem gegeben werden, was Hunderttausende in jahrelangem Mühen mit Milliarden von deutschem Volksvermögen zur Tat werden ließe. Das war nicht das Ziel des Buches. Es sollte einen breit angelegten Anfang in der Geschichtschreibung der deutschen Kriegsluftfahrt bedeuten. In dieser Hinsicht ist der Wurf gelungen. Die deutsche Luftfahrt kann nicht warten, bis eine Zeit besserer Finanzverhältnisse die Ausbeute der Archive von Staatswegen gestattet. Es handelt sich für uns darum, den im Kriege in gewaltiger Anstrengung gehobenen Erfahrungsschatz festzuhalten und ihn im Frieden anzuwenden, soweit das Unglück unserer Tage dies zuläßt, für Zwecke der Kultur, für den Wiederaufbau deutschen Ansehens im Ausland, zur Erhaltung des Verständnisses weiter Volkskreise für die Bedeutung der schwer getroffenen deutschen Luftfahrt. Gerade alle diejenigen Deutschen, welche als frühere Kriegsluftfahrer in Liebe zu ihrer alten Waffe gewillt sind, durch Wort, Schrift und andere Taten in diesen schweren Zeiten fortzuwirken, wird das Buch mit der Fülle seines Materials zum unersetzlichen Nachschlagewerk werden. Das für weite Kreise geschriebene Werk sollte in keiner technischen Bücherei und in keiner Bücherei allgemeinen Inhalts fehlen. Kein unserer Luftfahrt treuer Deutscher wird es missen können.

Nur mit einem können wir uns grundsätzlich bei der Durchsicht des Buches nicht abfinden; mit der völligen Resignation über die Tatsache des erzwungenen Unterganges unserer Luft**waffe.** Für diese Waffe solange zu kämpfen, als alle Länder Europas sie zu ihrem schärfsten Schwerte schmieden, scheint uns eine einfache Pflicht der Selbsterhaltung. Weit entfernt vom Hang zum Kriege ist der unablässige Kampf um Gleichberechtigung auf allen Gebieten staatspolitische Notwendigkeit. A. Baeumker.

Das gewerbliche Eigentumsrecht nach dem Friedensvertrag.

Zur Ausführung des Abschnittes VII des Versailler Vertrages (Gewerbliches Eigentum) ist am 30. Juni 1920 in Bern zwischen Deutschland, Frankreich, den Niederlanden, Polen, Portugal, Schweden, der Schweiz, der Tschechoslowakei und Tunis ein »Abkommen über die Erhaltung oder Wiederherstellung der durch den Weltkrieg betroffenen gewerblichen Eigentumsrechte« geschlossen worden, das bis zum 30. September 1920 ratifiziert werden soll. Danach werden Prioritätsfristen nach Art. 4 der revidierten Pariser Übereinkunft, die am 1. August 1914 noch nicht abgelaufen waren oder während des Krieges begonnen haben bezw. hätten beginnen können, bis zum Ablauf von 6 Monaten nach Inkrafttreten des Abkommens, also längstens bis 30. III. 20 verlängert. Unberührt davon bleiben die Rechte derjenigen, die sich im gutgläubigen Besitz von gewerblichen Eigentumsrechten befinden. Abschrift für die Erhaltung oder zum Erwerb dieser Rechte gewährt Art. 3 die Frist von 1 Jahr vom Inkrafttreten des Abkommens. Verfallene treten wieder in Kraft.

Der Zeitraum vom 1. August 1914 bis zum 30. September 1920 wird auf Ausübung eines Patentes nicht angerechnet. Die Frist für die Ungültigkeit solcher Patente ist auf 2 Jahre nach Inkrafttreten des Abkommens festgesetzt.

Die Bestimmungen sichern nach Art. 4 nur das Mindestmaß von Schutz, günstigere und nicht widerstreitende Vereinbarungen bestehen fort.

Die Fristen laufen von dem Tage des Austausches der ersten Ratifikationsurkunde. Dieser Tag gilt als Inkrafttreten des Abkommens.

Ein Gesetzentwurf, betreffend das vorliegende Abkommen, ändert dementsprechend das Ausführungsgesetz zum Friedensvertrag.

Nach § 3 dieses Entwurfes sollen dem gutgläubigen Zwischenbenutzer schlechthin dieselben Rechte wie dem Vorbenutzer gegenüber dem Patentinhaber verliehen werden, um auch den Inländer in dieser Frage nicht zu benachteiligen. (Heiß, Deutsche Industrie vom 24. Juli 1920, Nr. 16, S. 308.)

Ep.

Patentschutz — Patentpiraten.

Unter dem Stichwort „Patentpiraten in Brasilien" bringt die Vossische Zeitung in ihrer Nr. 32 vom 20. August 1920 eine Mitteilung aus der Zeitschrift für angewandte Chemie, die unbedingt verdient, allen am Patentschutz interessierten Kreisen zugänglich gemacht zu werden. Wenn die darin erwähnte eigenartige Manipulation vorläufig auch nur Farbstoffe betrifft, so kann doch ohne weiteres befürchtet werden, daß das von Erfolg gekrönte Beispiel Schule macht. Die Schweizer Firma Nägeli & Co. in Brasilien verschafft sich durch Abschreiben aus deutschen Werken einschlägige Patente, die sie sich dann als ihre neue Erfindung patentieren läßt. Auf Grund dieser Patente läßt sie dann durch sogenannte Sachverständige auf ankommenden Schiffen Farbstoffe, die unter die Patente fallen, beschlagnahmen.

Gewiß ist dieses Verfahren anfechtbar und bietet hierfür die „Internationale Union", der ja jetzt fast alle Kulturstaaten angeschlossen sind, die beste Unterstützung. Praktisch

ist aber die Sachlage folgende: Die Firma erreicht durch die Patente, die ihr infolge der tatsächlich nur formellen Prüfung erteilt sind, vorläufig einmal die Beschlagnahme der Ware. Die Regierung erweist sich zur sofortigen Abhilfe so gut wie machtlos. Es bleibt also nur der Prozeßweg übrig. Ein jeder, der sich aber schon mit Patentprozessen zu befassen hatte, weiß, wie lange solche dauern, welche ungeheuren Kosten sie verursachen und wie unsicher bei der formalistischen Rechtsprechung ihr Ausgang ist.

Es ist daher äußerste Vorsicht bei Veröffentlichung von Fabrikationsmethoden geboten, auch wenn diese durch Patente geschützt sind, bis Patentpiraten der vorgenannten Art eventuell durch internationale Vereinbarung gründlich das Handwerk gelegt ist. Ep.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

1. Auf Grund der Beratungen des Gesamtvorstandes soll die

VI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung
Mitte Oktober ds. Js. in Berlin

stattfinden. Die Vorträge sollen voraussichtlich in der Technischen Hochschule Charlottenburg gehalten werden.

Nähere Bekanntmachungen werden noch an dieser Stelle erfolgen.

Es werden jetzt schon alle Mitglieder dringend gebeten, die genauen Adressen an die Geschäftsstelle bekanntzugeben, damit die Einladungen rechtzeitig verschickt werden können.

2. Am 14. August ds. Js. sind von der Geschäftsstelle aus an sämtliche Mitglieder Sonderdrucke des Vortrages von Dr.-Ing. Hoff »Die Entwicklung deutscher Heeresflugzeuge im Kriege«, der am 17. August 1918 in Hamburg auf der Tagung der Gesellschaft gehalten und bis auf das Kriegsende ergänzt wurde, verschickt worden. Wir haben diese Hefte zu einem Vorzugspreis erhalten und berechnen dafür unseren Mitgliedern M. 1,50 und M. 0,20 für Porto, den ausländischen Mitgliedern M. 3,50 und M. 0,40 für Porto. Wir bitten um Einsendung des Betrages auf unser Postscheckkonto.

3. Die Verhältnisse auf dem Büchermarkt haben die WGL veranlaßt, das Jahrbuch, das bisher in fünf Bänden im Verlag von Julius Springer erschienen ist, nicht weiter erscheinen zu lassen. Um aber ihren Mitgliedern und auch anderen Fachleuten der Luftfahrt Gelegenheit zu geben, Arbeiten auch in ausführlicherer Form und eingehenderer Behandlung zu veröffentlichen, als es in der ZFM möglich ist, und weiterhin die satzungsmäßigen Geschäftsberichte ihren Mitgliedern zugänglich zu machen, werden Beihefte zur ZFM herausgegeben, von denen das erste in nächster Zeit der Öffentlichkeit übergeben wird. Die WGL hofft, damit auch Veröffentlichungen solcher Arbeiten zu erzielen, die trotz ihres wissenschaftlichen Wertes für einen Verlag in der heutigen Geschäftslage keinen Anreiz bieten.

Infolge der ungeheuren Ausgaben, die mit einem solchen Unternehmen verbunden sind, und denen keine entsprechenden Mehreinnahmen der Gesellschaft gegenüberstehen, können die Beihefte den Mitgliedern leider nicht kostenlos, sondern nur zu einem Vorzugspreis abgegeben werden.

Wir dürfen hierin auf Verständnis und Unterstützung unserer Mitglieder rechnen und bitten um Einsendung der Beträge auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 nach Erscheinen und Zusendung des ersten Beiheftes.

4. Klagen über Nichteintreffen der Zeitschrift sind fast durchweg auf Adressenveränderungen zurückzuführen. Bei künftigen Adressenveränderungen bitten wir, bei dem bisher zuständig gewesenen Postamt unter gleichzeitiger Zahlung von M. 1,— die Überweisung der Zeitschrift an die neue Adresse zu beantragen. Sollte die Zeitschrift ohne vorhergegangene Adressenveränderung ausbleiben, so bitten wir, auch in diesem Falle immer erst bei dem Postamt die Zeitschrift zu reklamieren. Falls diese Reklamation keinen Erfolg hat, bitten wir um bezügliche Mitteilung an unsere Geschäftsstelle.

5. **Neuaufnahmen:** Ordentliche Mitglieder:

Ing. Fritz Hammer, Barranquilla, p. Adr. Giesecken & Co., Rep. de Colombia, Süd-Amerika.
Curt Eppinger, Ing., Berlin-Schöneberg, Ebersstr. 61.

Außerordentliche Mitglieder:

Aerodynamisches Institut der Technischen Hochschule Aachen.
Bund deutscher Flieger e. V., Essen-Ruhr, Steelerstr. 38.

6. **Adressenänderungen:**

Marinebaurat Engberding, Berlin W. 50, Pragerstr. 4 II.
Dipl.-Ing. Robert Gsell, Eidgenössisches Luftamt, Bern (Schweiz), Eigerplatz 8.
Dr. L. Heis, München, Pettenkoferstr. 26 I.
Dr. Ludwig Schiller, Göttingen, Am Leinekanal 3. Institut für angewandte Mechanik.

7. **Verstorben:**

Geh. Kommerzienrat Bayer, Elberfeld.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

London—Paris. Nach offizieller Statistik wurden 372 Flüge ausgeführt. Tagesdurchschnitt 24 Flugzeuge. Befördert wurden 775 Reisende, je Tag ungefähr 26, 10766 kg Waren, je Tag 358,8 kg, und 278 Sack Post. (»Nouvelliste de Lyon«, Lyon, 21. 7. 20.) ND. **31.**

Unter dem Namen **„Europa-Nord-West-Flug"** wird am 3. August die erste internationale Flugverbindung zwischen Schweden-Dänemark-Deutschland-Holland-England eröffnet. Die Flugstrecke beginnt in Kopenhagen bzw. Malmö und führt über Warnemünde—Hamburg—Bremen—Amsterdam nach London und zurück. Die deutschen Anschlußstrecken von und nach Kopenhagen, Malmö und Amsterdam werden von der Deutschen Luftreederei betrieben. ND. **31.**

Tätigkeitsbericht der „Société Ad Astra-Aéro Avion Tourisme, S. A." für Juni 1920. Es wurden 406 Flüge in 75 Flugstunden ausgeführt, 611 Reisende befördert, Meetings über dem See von Konstanz, dem Vierwaldstätter See und in Rapperswyl ausgeführt, ein regelmäßiger Sonntags-Luftverkehr zwischen Zürich und Rapperswyl eingerichtet, der Bestand an Flugzeugen erhöht und der Tarif herabgesetzt. ND. **30.**

Der Luftdienst in Niederländisch-Indien. In Grisee, 20 km von Soerabaja, hat die Regierung ein geeignetes Flugplatzgelände für den Postverkehr mit Batavia entdeckt.

Der amerikanische Derby-Ausschuß hat sich bei seiner Durchreise günstig über die Tätigkeit der Regierung geäußert, so daß Niederländisch-Indien wahrscheinlich in die Luftlinie Vereinigte Staaten, Japan, Philippinen, Ostindische Inselgruppe, Straits, Britisch-Indien, Europa aufgenommen wird. Weiter sind Vergnügungsreisen der Bewohner von Java nach Australien, Ausflüge nach Japan usw. geplant. (»Het Vliegveld«, 17. 6. 1920.) ND. **31.**

Luftverkehr Stockholm—Helsingfors. Die »Svenska Lufttrafinbolag« hat einen Versuchsluftverkehr Stockholm—Helsingfors mit Zweiwochenfahrten in jeder Richtung begonnen. Die Wasserflugzeuge nehmen 40 Passagiere mit, eine Fahrt soll 500 Kronen kosten. (»Europäische Wirtschafts-Ztg.«, Zürich, 19. 7. 1920.) ND. **30.**

Luftdienst London—Lissabon. Die englisch-portugiesische Handelskammer hat alle Schritte getan, um die Einrichtung eines direkten Flugdienstes London—Lissabon auszuführen, der dem Warenverkehr dienen soll. (»La Matière Première«, Zürich, 20. 7. 1920.) ND. **30.**

Holland—England. Die »Koninklijke Luchtvaart Maatschappij voor Nederland en Kolonien« im Haag richtet einen täglichen Luftexpreßdienst (außer Sonntags) zwischen Amsterdam (Schiphol) und London (Croydon) ein. Jeden Nachmittag um 2 Uhr übernimmt am Hauptbahnhof Amsterdam ein Automobil die Passagiere und Frachtstücke nach dem Flugplatz. Start gegen 3 Uhr nachmittags. Die ca. 400 km große Entfernung Schiphol—Croydon wird durchweg in 2½ Stunden zurückgelegt. Der Preis beträgt 150 fl. pro Person und die Fracht 1,80 fl. bis 2,20 fl. je nach Größe der Colli. Die beiden Flugplätze unterhalten drahtlose Verbindungen untereinander, und das meteorologische Institut in de Bilt bei Utrecht versendet für den Flugdienst täglich 3 Wetter-Sammelberichte. ND. **30.**

Wettbewerbe.

Das Flugmeeting in Antwerpen begann mit einer internationalen Freiballonzielfahrt am 18. Juli. Sieger wurde ein italienischer Ballon mit Landung 680 m vom Zielpunkt. Die fünf Nächsten landeten 1100, 2300, 3200, 4300 und 4850 m entfernt. Am folgenden Tage, in Gegenwart des französischen Unterstaatssekretäres für Luftfahrt, fanden zwischen je sechs französischen und sechs belgischen Einsitzern Scheinluftkämpfe statt mit überlegenem Erfolg der Belgier (4 : 2). Da nur die französischen Flugzeuge mit Photo-M.-G. ausgerüstet waren, die belgischen aber nicht, so wurde in wenig einwandfreier Weise von den Schiedsrichtern von der Erde aus lediglich geschicktes Kurven gewertet. (»Spezialbericht«.)

Der **Fallschirmwettbewerb** am gleichen Tage zeigte eine französische und eine belgische Bauart (M. Wielemans) als Sieger.

Inzwischen hat von bedeutungsvollen Bewerben auch die **Geschwindigkeitsprüfung** für Einsitzer und für Viersitzer stattgefunden, erstere über 240, letztere über 120 km.

Folgendes die Ergebnisse:

Einsitzer:

Sadi Lecointe (Nieuport) .	1 h 10 min 39³/₅ s
Pinsart (Gourdon)	1 h 25 min 50 s
Fronval (Morane)	1 h 27 min 58²/₅ s
Hanin (Nieuport)	1 h 44 min 39 s.

Viersitzer:

(Havilland IV)	37 min 24¹/₅ s
Van Cotthem (Havilland IV)	37 min 34 s.

Das ergibt also für die Einsitzer eine Maximalgeschwindigkeit von 207,2, für die Viersitzer von 195,7 km/h. (»B. Z.«, Bln., 27. 7. 1920.) ND. **31.**

Zum **Aerial Derby.** Das Programm zum Luftrennen am 24. 7. war so zusammengestellt, daß das stärkste Flugzeug als letztes startete.

Programm.

1. Bert Hinkler auf Avro »Baby« (35 PS Green). Vorgabe: 1 h 41 min. Startzeit: 2,15 p. m.
2. Kapt. Hammersley auf Avro »Baby« (35 PS Green). Vorgabe: 1 h 34 min. Startzeit: 2,22 p. m.
3. Leth Jensen auf S. P. A. D. (80 PS Le Rhone). Vorgabe: 45 min. Startzeit: 3,11 p. m.
4. F. S. Cotten auf D. H. 14a (450 PS Napier). Vorgabe: 40½ min. Startzeit: 3,15½ min.
5. Kapt. Jordan, Sopwith »Snipe« (200 PS BR 2). Vorgabe: 28 min. Startzeit: 3,28 p. m.
6. Kapt. John Shelley Rolls auf Sopwith »Snipe« (200 PS BR 2). Vorgabe: 28 min. Startzeit: 3,28 p. m.
7. Lt. Fall auf Sopwith »Snipe« (200 PS BR 2). Vorgabe: 28 min. Startzeit: 3,28 p. m.
8. Kapt. Westgarth Heslam auf Avro »Schneider« (200 PS Siddeley Puma). Vorgabe: 19½ min. Startzeit: 3,36½ p. m.
9. J. James auf Nieuport »Nieuhawk« (320 PS Dragonfly). Vorgabe: 12 min. Startzeit: 3,44 p. m.
10. R. Nisbet auf Martinsyde »F 6« (300 PS Hispano). Vorgabe: 10½ min. Startzeit: 3,44½ p. m.
11. F. Hubbard auf Martinsyde »F 4« (275 PS R.-R. Falcon). Vorgabe: 10½ min. Startzeit: 3,45½ p. m.
12. H. Hawker auf Sopwith »Rainbow« (320 PS Dragonfly). Vorgabe: 9 min. Startzeit: 3,47 p. m.
13. F. Uwins auf Bristol »Bullet« (450 PS Bristol Jupiter). Vorgabe: 7½ min. Startzeit: 3,48½ p. m.
14. S. Courtney auf Martinsyde »Semi Quaver« (300 PS Hispano). Vorgabe: 1 min. Startzeit: 3,55 p. m.
15. R. Tait Cox auf Nieuport »Goshawk« (320 PS Dragonfly). Vorgabe: —. Startzeit: 3,56 p. m.

Ergebnis.

Trotz des ungünstigen Wetters strömten Tausende von Zuschauern am Sonnabend zum Flugplatz.

Der Sieger war Mr. Courtney auf Martinsyde »Semi Quaver«. Durchschnittsgeschwindigkeit 246 km/h. Bei der Landung überschlug sich sein Flugzeug, wobei die Flügel beschädigt wurden. Mr. Courtney trug Schnittwunden und Erschütterungen davon.

Der Flieger Cotten stürzte aus einer Höhe von 61 m ab. Er blieb unversehrt, sein Begleiter Mr. Harwood trug schwere Rückenverletzungen davon.

Sieger im Aerial Derby.

Sieger des Royal Aero-Club-Preises und der 500 Pf. St. für die größte Geschwindigkeit. Bewerber: Martinsyde Ltd. Führer F. T. Courtney. Flugzeug: Martinsyde »Semi Quaver«, 300 PS Hispano Suiza. Zeit: 1 h 18 min 12¹/₅ s.

Vorgabe.

1. Sieger des Royal Aero-Club-Pokal und der 250 Pf. St. A. V. Roe and Co., Ltd. Führer: Kapt. H. A. Hammersley. Flugzeug: Avro »Baby« 35 PS Green. Vorgabe: 1 h 41 min. Zeit: 2 h 32 min 6 s.
2. Sieger der 100 Pf. St. Bewerber und Führer: Bert Hinkler. Flugzeug: Avro »Baby« 35 PS Green. Vorgabe: 1 h 41 min. Zeit: 2 h 45 min 46 s.
3. Sieger der 50 Pf. St. Martinsyde Ltd. Führer: F. T. Courtney. Vorgabe: 1 min. Zeit: 1 h 18 min 12¹/₅ s. (»The Times«, London, 26. 7. 1920.) ND. **31**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstoffkunde. Vergleich von »Hecter«-Brennstoff mit Ausfuhr-Flugbenzin. Das amerikanische Bergamt hat zum Erzielen größerer Höhenleistungen einen Brennstoff für hohe Verdichtungsverhältnisse entwickelt, mit rd. 30 vH Benzol und 70 vH Hexamethylen (cyclohexane, vgl. S. 212), der wasserklar aussieht, wie Benzol riecht, bei 15,6° C 0,810 spezifisches Gewicht hat, gegen 0,710 des Vergleichsbenzins Marke »X«, des Normalbenzins des amerikanischen Eichamts. Bei den Prüfungen mit einem zwölfzylindrigen Liberty mit besonderen Kolben für 7,2fache Verdichtung wurde in der Unterdruckkammer abwechselnd mit Hekter und X-Benzin gearbeitet. Die Verluste durch Auspuff, Kühlwasser usw. sind beim Hekter geringer, aber auch die Bremsleistung; es entweicht also unverbranntes Hekter. In geringen Höhen zeigte es bessere Leistung, mehr als dem höheren Verbrauch entsprach. Für 2 km Höhe steigt der Einheitsbetriebsstoffverbrauch über den des Benzins, in 4 und 8 km nimmt nicht mehr die Leistung, sondern nur noch der Verbrauch gegenüber dem Betriebe mit Benzin zu. Dem Raum nach ist der Verbrauch an Hekter am Boden sogar geringer und in 8 km Höhe der gleiche. Das Hekter hat 9 vH größeren Wärmeinhalt als Benzin, um ebensoviel wird aber der thermische Wirkungsgrad des Motors geringer. Ein überverdichtender Motor hat beim Betrieb mit Hekter größere Sicherheit. Dauerprüfungen der Abnutzung bei dem hohen Verdichtungsverhältnis wurden freilich nicht angestellt. Da sich für Benzin ein höheres Verdichtungsverhältnis als 5,6 nicht empfiehlt. Beim Vergleich des Hekter in einem Motor mit 7,2facher Verdichtung mit dem X-Benzin bei 5,6facher Verdichtung ergab sich für Hekter um 10 vH höhere Leistung, aber ebensoviel größerer Verbrauch. — H. C. Dickinson, V. R. Gage und S. W. Sparrow, Auszug aus dem 67. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, Aeronautics, Bd. 18, 10. Juni 1920, S. 453/455 (5 Sp., 6 Schaubilder: Verdampfungs-, Leistungs-, Verbrauchs-, Wärme- und Vergleichskurven für beide Brennstoffe, 2 Zahlentafeln, Eigenschaften des Hekter und Verdampfung). E. **3102.**

Fliegergesundheit. Der ärztliche Gesichtspunkt in der Luftfahrt. Wie Herz und Lunge, werden auch andere Organe durch die Wirkung der Höhe beeinflußt: Das uropoetische System scheidet bei Sauerstoffmangel weniger ab, die Folge sind Vergiftungserscheinungen. Bei gewöhnlichen Flügen bemerkt man dagegen einen verstärkten Drang. Die Sinnesorgane erleiden beträchtliche Änderungen: Durch den Druck auf das Trommelfell kann das Gleichgewicht, das den Fliegern das augenblickliche Reagieren auf Böen u. dgl. ermöglicht, beeinträchtigt werden. Der Gesichtssinn wird gesteigert, vor allem das Vermögen, Entfernungen zu schätzen. Das Nervensystem ist seit Kriegsbeginn mit Hilfe der Reaktionszeiten untersucht worden: Die besten Flieger sind nicht die mit raschen, sondern die mit gleichmäßigen Reaktionen. Mittel zum Beseitigen der Höhenbeschwerden: 1. bequeme Kabinen, für große Höhen luftdicht verschlossen (mit Überdruck im Innern), 2. Einatmen eines Gemisches von Sauerstoff und Kohlensäure in zweckmäßigem Verhältnis (vgl. S. 212), möglichst ungefähr unter gewöhnlichem Luftdruck. — A. Mathieu de Fossey, L'Aéronautique, Bd. 1, Mai 1920, S. 506/508 (5 Sp., o. Abb.). E. **3104.**

Flugberechnung. Längsstabilität und Momentenausgleich (Notes on longitudinal stability and balance). Versuche mit dem Curtiss-JN4H, dem De Havilland-DH4, dem Vought-VE7, dem Le Pere-USAC 11 und dem Martin Transport (von den beiden ersten im 70. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt ausführlich mit Meß- und Auswertungsverfahren beschrieben) bestimmten die Kopf- oder Schwanzlastigkeit aus der Knüppelkraft im gleichförmigen Fluge. Die Kraft kann durch Verstellen der Höhenflosse geändert werden, besser als durch Verschieben von Schwerpunkt und Flügeln gegeneinander. Das Eigengewicht der Höhenruder bewirkt z. B. beim JN4H trotz des hinten liegenden Schwerpunktes Kopflastigkeit, das Halten der Ruder erfordert rd. 4 kg am Knüppel. Die Stabilität bestimmt man am besten bei bestimmter Drosselstellung durch die Knüppelkräfte abhängig von der Geschwindigkeit. Wenn die Kurve dieser Kraft, das Ziehen positiv gerechnet, nach rechts hin abfällt, ist das Flugzeug »mit freien Steuern« stabil. Der Schnittpunkt der Kurve mit der Geschwindigkeitsachse gibt die Geschwindigkeit, bei der wirklich mit losgelassenem Höhensteuer geflogen werden kann. Gegengewicht, Feder oder Gummizug am Knüppel verschieben die Achse nach oben oder unten, weil sie das »wirksame Gewicht« der Höhenruder ändern. Das Zeichnen der Kurven auf Grund der Messungen ist genauer und brauchbarer als die unbestimmten Aussagen der Flieger.

Im allgemeinen ist der Gleitflug stabiler als der Flug mit Vollgas. Martin und Curtiss waren bei niedrigen, DH und Le Pere bei hohen Geschwindigkeiten stabiler; Vought ist bemerkenswert durch gleichmäßige Stabilität bei allen Drehzahlen und Geschwindigkeiten. Curtiss hat eine unten flache, Vought eine schwach ausgewölbte, DH und Le Pere haben nahezu symmetrische Höhenflossen. Auswölbung der Unterfläche der Flosse gibt gute Stabilität bei großen Geschwindigkeiten, am besten 1/4 bis 1/2 der Wölbung auf der Oberseite. Eine Ausnahme machte der Martin, wahrscheinlich wegen der großen Reibung in der Steuerung. Die Stabilität hängt stark von der Einstellung der Höhenflossen ab.

Unliebsame Unstabilität kann behoben werden: 1. durch Vorverlegen des Schwerpunkts, 2. durch größere negative Schränkung der Flossen gegen die Flügel, 3. durch größere Höhenflossen oder -leitwerke. Das wurde bestätigt durch Versuche mit dem Curtiss, bei denen die Staffelung vermindert, der Schwerpunkt durch Anhängen von Gewichten wagerecht und senkrecht verlegt und die Flossenschränkung geändert wurde. Statt die Flossen zu vergrößern, kann man auch ihren Auftrieb erhöhen, z. B. durch besseres Seitenverhältnis oder größere Dicke. Windkanalversuche mit Modellen ohne Höhenruder geben, wohl wegen der Wechselwirkung zwischen Flosse und Ruder, Abweichendes. Für die Krümmung der Unterseite der Ruder bei flacher Oberseite spricht auch die Möglichkeit, deren Eigengewicht auszugleichen. Durch die Wirkung des Schraubenstrahles auf das Leitwerk werden die Flugzeuge, auch der Martin, im Motorflug schwanzlastig. Die Schraubenachse muß also über dem Schwerpunkt liegen. Beim JN wäre freilich über 300 mm Abstand erforderlich, um dieselbe Knüppelkraft wie im Gleitflug zu erzielen. Am besten wäre es, wenn mit einer Geschwindigkeit wenig oberhalb der für geringste Leistung bei allen Drosselstellungen ausgeglichen geflogen werden könnte. Abwärtsneigen des Motors wäre daher günstig, bei zweimotorigen Flugzeugen auch das Einwärtsneigen(!) der Motorachse, das Entfernen der Motoren von der Mitte und das Schlagen der beiden Schrauben nach innen. Einfacher sind jedenfalls verstellbare Flossen. Die guten Flugeigenschaften des Vought rühren von dem Profil und dem Seitenverhältnis der Flosse her. Der Schwerpunkt lag rd. 30 vH der mittleren Flügeltiefe hinter der Vorderkante.

Die Flosse soll größer sein als das Ruder, das möglichst leicht und mit geringem Moment um seine Achse auszubilden ist. Die Ruderlage wurde bei den Versuchen nur geschätzt. Mit festen Rudern war DH bei allen, JN nur bei kleinen Geschwindigkeiten stabil. Le Pere war mit fester Steuerung bei vollem Gas neutral, gedrosselt aber stabil. Die von der Überlegung und von den Ergebnissen mit JN und DH abweichenden Ruderlagen des Le Pere erklärt sich durch die Ausgleichlappen des Querruders. Außerdem kreuzt der Druckpunkt seines symmetrischen Höhenleitwerks bei zwei Anstellwinkeln die Ruderachse, daher sind die Höhenruder überausgeglichen. — E. P. Warner (Veröffentlichung des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt), Aeronautics, Bd. 18, 24. Juni 1920, S. 485/487 (5½ Sp., 5 Schaub.). E. **3105.**

Flugzeugbau. Doppeldecker- und Dreidecker-Flügelfachwerk. Der Eindecker »hat ein beschränktes Verwendungsgebiet«, mehr als drei Tragdecken sind unwahrscheinlich. Die Wahl der Flügelanordnung hängt stark von den Betriebsbedingungen ab. Für einen Kampfzweisitzer waren Ein- und Doppeldecker gleich günstig, auch in der Wendigkeit, da die Spannweite des Eindeckers wegen seiner besseren Gleitzahl kleiner sein darf. Das gleiche Flugzeug für Verkehrszwecke mit größerer Leistungs- und kleinerer Flächenbelastung (6,8 statt 4,3 kg/PS und 32 statt 39 kg/m² bei 1,3 t Gesamtgewicht) erfordert wegen der größeren Flügel einen Doppeldecker, sonst wird die Wendigkeit zu schlecht und das Höhenleitwerk zu groß. Für größere Flugzeuge sind die Abmessungen noch wichtiger, obgleich es für Verkehrsflugzeuge nicht so auf Wendigkeit ankommt. Mit der Vergrößerung wächst das Flächengewicht der Flügel und das Verhältnis des Trägheitsmomentes des Tragwerks zum Querrudermoment. Das kann bei der Landung für größere Flugzeuge hinderlich sein.

Bei gleichem Auftrieb, gleichem Seitenverhältnis und proportionalen Querrudern, sowie um 10 bzw. 20 vH geringeren Auftriebsbeiwerten haben Doppel- und Dreidecker: um 26 bzw. 36 vH geringere Spannweite, um 40 bzw. 49 vH kleinere Trägheitsmomente und um 10 bzw. 25 vH größere Querrudermomente. Vorteile des Doppeldeckers vor dem Dreidecker: weniger Teile und einfacherer Zusammenbau, daher billiger, leichtere Flügel bei kleinen Flugzeugen, bessere Gleitzahl und bessere Sicht. Vorzüge des Dreideckers: leichtere Flügel bei großen Flugzeugen, kleinere Abmessungen, bessere Wendigkeit. Für große Flugzeuge über 5 t Gesamtgewicht sind also Dreidecker vorzuziehen, auch für die kleinsten

Doppeldecker, vor allem bei großen Oberflügeln. — P. D. Reed, Aeronautics, Bd. 18, 3. Juni 1920, S. 433 (1½ Sp., o. Abb.). E. **3109.**

Flugzeugbau. Die Entwicklung deutscher Heeresflugzeuge im Kriege. Im Gegensatz zu England vermied man es in Deutschland, Flugzeuge in Staatsbetrieben herzustellen. Während sich im Schiffbau die Antriebsmaschine dem Fahrzeug anpassen muß, ist es im Flugzeugbau umgekehrt. 1915 begann man für verschiedene Zwecke besondere Bauarten zu schaffen. Die Fabriken mußten sich nach den Bau- und Liefervorschriften richten. Um sie zu unterstützen, wurden die »Technischen Berichte« herausgegeben, in denen unter anderem ein brauchbarer Weg zur Berechnung der Längsstabilität erstmalig für die Praxis angegeben ist. Neue Bauarten wurden an Probeexemplaren eingehend und vielseitig geprüft, ehe sie zur Reihenlieferung kamen. Durch Sandbelastung wurden etwa 200 Flugzeuge geprüft. An der Erforschung des fliegenden Flugzeuges ist noch viel zu tun. So sind z. B. die Göttinger Messungen über die Druckverteilung an Flügeln noch nicht am ausgeführten Flugzeug nachgeprüft. 1915 trat an die Stelle des bewaffneten 100 PS-B-Flugzeuges das 160 bis 260 PS starke C-Flugzeug. Es hat ein starres M.-G. vorn und ein drehbares hinten. Der Führer sitzt vorn, der Beobachter hinten. Nur wenige Bauarten waren anders. Später wurden leichte »CL«-Flugzeuge als Mittelding zwischen Arbeits- und Jagdflugzeug geschaffen. Für den Luftkampf baute man Einsitzer, deren Güte die Erfolge an der Front ermöglichte. Ferner baute man gepanzerte Infanterieflugzeuge und Nachtbombenflugzeuge mit zwei Motoren. Bei der Auswahl der Baustoffe wurden Alterungserscheinungen nicht berücksichtigt. — Hoff, Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, Bd. 64, 3. und 10. Juli 1920, S. 493/499 und 523/528 (26 Sp., 38 Abb. und graphische Statistiken). Hn. **3110.**

Flugzeugbau. Flugzeug-Leuchttürme werden in England in zwei Ausführungen von Chame Bros. Co., Ltd., gebaut. Sie unterscheiden sich von Seescheinwerfern nur durch die größere Höhe des Lichtkegels. Marineleuchtfeuer können durch Erweiterung des Lichtkegels nach oben zu Flieger-Orientierungspunkten ausgebaut werden. — The Aeroplane, Bd. 18, 9. Juni 1920, S. 1136 (2 Sp., 3 Lichtbilder). Hn. **3111.**

Flugzeugbau. Ein L.- und P.-Doppeldecker mit 80 PS-Anzani, Holzdrahtboot und Sperrholzbeplankung bis zum hinteren Sitz, sowie zweistieligen Tragdecken ist jetzt fünf Jahre ununterbrochen im Dienst. Es wurde zu Versuchsflügen aller Art verwandt. — Flight, Bd. 12, 20. Mai 1920, S. 553 (1 Sp., 1 Lichtb.). Hn. **3112.**

Flugzeugberechnung. Das Entwerfen von Flugzeugen bedingt einen ständigen Ausgleich zwischen den Anforderungen des Gewichts, der Geschwindigkeit im Fluge und beim Landen, also baulichen und aerodynamischen Bedingungen. Die Flugeigenschaften sind nach dem neuen Werke von Eiffel: »Abaque pour la comparaison des voilures, polaire logarithmique, polaire réduite« (Rechentafel zum Vergleichen der Tragwerke, logarithmische und umgerechnete Polarkurven) zu ermitteln. Außerdem hat man die Gewichte zu vergleichen.

Bei der Berechnung des Flugwerks sind die schädlichen Widerstände möglichst gering, die hauptsächlichen tragenden Teile möglichst leicht zu halten. Durch Verminderung des schädlichen Widerstands um 10 vH kann in einem Falle die Motorleistung um 11 PS, das Gewicht also um 55 kg herabgesetzt werden. Die Flügeltiefe und ihr Einfluß auf den induzierten Widerstand sind aus Formeln von Prandtl, der Einfluß von Staffelung und Schränkung nach Betz zu berechnen. Auch für dicke Flügel geben die Göttinger Messungen (Technische Berichte, Bd. II, Heft 3, Zusammenstellung auf S. 456) Unterlagen. Danach vermag man aus der aerodynamischen Bilanz der Leistungen und Gewichte unter anderem die günstigsten Holmhöhen abzuschätzen. — Le Sueur, L'Air, 5. Juli 1920 (4 Sp., o. Abb.). E. **3113.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Airco-Flugzeuge.

Bauart	D. H. 11	D. H. 14	D. H. 18	D. H. 15
Motorleistung	2 × 320	600	450	500
Spannweite	18,3	—	15,3	—
Länge	13,8	—	11,9	—
Höhe	4,1	—	4,1	—
Flügelabstand	1,8	—	2,1	—
Fläche	66,0	—	57,0	—
Gesamtgewicht	3,17	3,17	3,05	1,92
Leergewicht	1,72	1,83	1,89	1,50
Nutzlast	46	43	38	—
Geschwindigkeit in Bodennähe	178	197	184	207
Geschwindigkeit in 3 km Höhe	175	192	179	203
Steigzeit auf 3 km	13½	—	20½	8⅕
Flächenbelastung	48,0	—	53,5	—
Leistungsbelastung	4,95	5,28	6,78	4,27

Der Airco D. H. 11 hatte zwei luftgekühlte neunzylindrige 320 PS ABC-»Dragonfly«-Sternmotoren. Diese scheinen jedoch nicht einwandfrei gelaufen zu sein. Der Rumpf ist 1,8 m hoch, 1,2 m breit und füllt den Raum zwischen Ober- und Unterflügel aus. Zweck: Bombenwurf. Einrichtung und Bewaffnung normal.

Der Airco D. H. 14 ist mit einem 450 PS-Napier-Lion oder 600 PS R-R-Condor als Bombenzweisitzer gedacht.

Der Airco D. H. 18 ist für den Dienst London—Paris gebaut und trägt acht Reisende in einem Abteil mit einer sehr niedrigen Einsteigtür. Der Führersitz liegt hinten. Zum Einbau kam ein 450 PS-Napier.

Der Airco D. H. 15 ist ähnlich dem D. H. 9 und war für Bombenflüge mit einem 500 PS-Atlantic bestimmt. Ein umgebautes Muster ist zu dem mißlungenen Afrikaflug benutzt worden.

Alle Flugzeuge haben Stirnkühler, zwei Stielpaare und normale Verspannung. — The Aeroplane, Bd. 18, 28. April 1920, S. 871/876 (7 Sp., 8 Abb.). Hn. **3116.**

Flugzeugbeschreibung. Das Lawrence-Sperry-Wasserlandflugzeug mit 330 PS-Liberty-Motor. In einem kurzen Boot mit senkrechten Seitenwänden und Hintersteven, wagrechtem Deck und V-förmigem Boden sitzen ein Führer und zwei Beobachter. Das Flugwerk ist ein zweistieliger Dreidecker mit gleichen Flügeln in demselben Abstand. Der Motor mit Stirnkühler und Druckschraube liegt auf dem Mitteldeck. Das Leitwerk wird von einem einfachen Gitterschwanz gehalten. Spannweite 14,5 m, Länge 9,6 m, Höhe 4,7 m, Flügeltiefe 1,52 m, -Abstand 1,52 m, Staffelung zweimal 0,30 m, Einstellwinkel 4°, Profil RAF 6, Fläche: Oberdecke 22,5, Mitteldecke 20,1, Unterdecke 19,6, zusammen 71,5 m², Querruder 7,2 m², Höhenflosse 3,3 m², -ruder 3,9 m², Seitenflosse 1,5 m², -ruder 2,0 m². Leergewicht 1,9 t, Nutzlast 1,29 t (40 vH), davon 0,69 t Bomben, Gesamtgewicht 3,17 t, Flächenbel. 44,3 kg/m², Leistungsbel. 9,4 kg/PS. Einheitsverbr. an Benzin 316 g/PSh, an Öl 18,3 g/PSh (1/17). Ein aufklappbares Fahrgestell mit je einem Rad an jeder Seite, Motordrehzahl 1500 U/min, keine Untersetzung. — The Aeroplane, Bd. 18, 12. Mai 1920, S. 949/950 (3 Sp., 2 Lichtb., 1 Zeichn.). Hn. **3117.**

Flugzeugbeschreibung. Die Beardmore-Flugzeuge sind alle mit beiklappbaren Flügeln gebaut. Als Baustoff ist nur von dem Normen-Ausschuß englischer Ingenieure genehmigtes Material verwendet. Ober- und Unterflügel in jedem Falle am Rumpf. Unten kleinere Flügeltiefe und anderes Profil bei gleicher Spannweite wie oben. Das Höhenleitwerk bildet überall ein Trapez mit einem Seitenverhältnis von etwa 1 : 3. Die Höhenflossen sind um 5° verstellbar. Nur die Seitenruder sind ausgeglichen. Je zwei seitliche abdeckbare Stirnkühler. Der Führer hat bei allen Bauarten die Augen bedeutend über dem Oberdeck. Der Sporn ist jedesmal mit dem Seitenruder beweglich.

Der W. B. VIa hat das Abteil im Schwerpunkt. Es hat elektrisches Licht, Einsteigtür, große Fenster usw. Der Motor ist mit leicht abnehmbaren Aluminiumblechen verkleidet. Holzdrahtboot, am Abteil Sperrholzbeplankung, hinten Stoffbespannung. Der Motor hat zwölf V-Zylinder. Die Luftschraube läuft mit 900 U/min. Normales Fahrwerk mit Spruce-Streben hinten und Stahlrohrstreben vorn. Die Achse ist tropfenförmig verkleidet und mit Gummischnüren abgefedert. Ein Behälter mit 790 l Benzin hinter dem Abteil. Eine Vickers-Schleuderpumpe mit Treibschraube fördert in ein Fallgefäß. Handpumpe in Reserve. Seitenleitwerk Stahlrohr, Höhenleitwerk Spruce, beide mit Stoffbespannung.

Der W. B. VIb hat sein Abteil mit seitlicher Tür, Fenstern, elektrischem Licht usw. hinten. Ein Benzinbehälter mit 283 l Inhalt unter dem Führersitz, ein zweiter im Oberflügel. Sonst wie W. B. VIa.

Der W. B. VIc trägt einen Führer und 18 kg Gepäck. Rumpf Duralumin. Tragdecken, Leitwerk und Sporn haben ebenfalls Duraluminholme, -rippen und -stiele. Luftgekühlter Sternmotor.

Der W. B. VId hat zwei 200 PS-Motoren im Rumpf (anscheinend hinter dem Führersitz). Zwei Zugschrauben werden durch Auslegergetriebe mit 95 vH Wirkungsgrad getrieben. Abteil (anscheinend) hinter der Maschinenanlage.

Bei allen Bauarten gelangen Beardmore-Motoren zum Einbau. Großer Wert wird auf sorgfältigen Massenausgleich gelegt. Die Führersitze haben alle denkbaren Instrumente. — The Aeroplane, Bd. 18, 21. April 1920, S. 816/823 (6 Sp., 4 Rißzeichn., 4 Zahlentaf.). (Siehe Zahlentafel hierzu Seite 242.) Hn. **3118.**

Flugzeugbeschreibung. Preise alter englischer Militärflugzeuge und gebrauchter englischer Motoren. Handley Page vertreibt die von der Regierung gekauften Flugzeuge zu folgenden Preisen: (Siehe Zahlentafel S. 242.)

Alle Arten Flugmotoren, insgesamt 30000 Stück, sind wie die Flugzeuge sofort greifbar. Die Rolls-Royce-Motoren, Marke I bis VII, kosten 500 Pfund, Marke VIII 1100, 300 PS-Fiat 300 Pfund, 200 PS-BR2-Umlaufmotor 300 Pfund, 300 PS-Hispano-Suiza 500 Pfund,

Flugzeug	Motor PS	Motor Firma	Preis Pfund Sterling
Armstrong Witworth »FK 8«	160	Beardmore	500
Bristol Fighter »Type F 2« .	300	Hispano	800
De Havilland »DH 0«	240	Siddeley Puna	800
Sopwith »Snipe« (Einsitzer) .	200	BR 2	700
Flugbot »NT Wb«	210	Vipier	1100
Avro »504 K«	100	Mono	600

230 PS-Siddeley-Puma 400 Pfund. — Flight, Bd. 12, 15. Juli 1920 (4 Seiten lange Reklame). Hn. **3204.**

Beardmore-Flugzeuge. Zu **3118.** S. 241.

Bauart	W. B.	VI a	VI b	VI b	VI c	VI d
Motorleistung	PS	500	160	230	50	2×200
Zahl d. Führer, Orter usw.	—	2	1	1	1	2
Zahl der Plätze im Abteil	—	6	2	2	—	6
Führersitz liegt . . .	—	hinten	vorn	vorn	—	vorn
Stielpaare auf jeder Seite.	—	2	2	2	1	3
Spannweite	m	18,8	—	11,0	6,4	18,8
Spannweite mit beigeklappten Flügeln	m	5,8	—	3,9	2,8	9,9
Länge	m	12,8	—	8,8	4,8	13,7
Höhe	m	4,1	—	2,5	1,6	4,0
Fläche	m²	81	—	32,2	11,5	86
Gesamtgewicht . . .	t	3,41	1,25	1,29	0,35	3,10
Leergewicht	t	2,00	0,78	0,82	0,21	1,82
Nutzlast	vH	42	38	37	28	41
Flächenbelastung . .	kg/m²	42,1	38,9	40,2	30,4	36,0
Leistungsbelastung .	kg/PS	6,85	7,82	5,51	7,00	8,15
Geschwindigkeit in Bodennähe	km/h	183	164	187	149	155
Geschwindigkeit in 3 km Höhe	km/h	170	149	170	134	145
Landegeschwindigkeit vollbeladen	km/h	87,5	84	87,5	72	7,9
Landegeschwindigkeit leer	km/h	65,5	64	65,5	53	59
Steigzeit bis 1,5 km Höhe	min	7	10	5	8	13
Steigzeit bis 3 km Höhe	min	20	25	13	23	33
Gipfelhöhe	km	5,1	4,9	5,5	4,9	3,3
Flugdauer	h	5,0	5,7	5,0	3,0	5,0
Flugweite	km	910	935	750	450	780
Laststreckenbenzinverbrauch	kg/tkm	4,5	4,8	6,0	—	4,6
Laststreckenölverbrauch	kg/tkm	0,37	0,40	0,50	—	0,38
Ladungsstreckenbenzinverbrauch .	kg/tkm	6,8	8,3	11,7	—	8,3
Ladungstreckenölverbrauch	kg/tkm	0,57	0,69	0,98	—	0,69
Benzinverbrauch um einen Reisenden 1 km weit zu bringen	kg	0,105	0,112	0,141	—	0,099
Flugweite m. 1 l Benzin	km	—	3,2	2,6	8,6	—

Preise in Pfund Sterling.

	VI a	VI b	VI b	VI c	VI d
Flugzeug ohne Motor	4 400	1 700	1 700	1 050	3 400
Motor	2 000	650	800	130	2 200
Ganzes Flugzeug	6 400	2 350	2 500	1 180	5 600
Kosten der Verpackung . . .	195	116	116	62	195

Flugzeugbeschreibung. Das 230 PS-Hiero-Phönix-C-Flugzeug war als gestaffelter V-Stieler gebaut. Rumpf sehr tief, hinten mit hohem Hintersteven. Spannweite oben 11,0, unten 8,6, Länge 7,6, Höhe 2,9, Flügeltiefe oben 1,7, unten 1,5 m. Einstellwinkel oben in der Mitte 4°, unten 3,5°, außen je ein Grad weniger. Stirnkühler auf dem Oberflügel. (Geschwindigkeits- und Gewichtsangaben fehlen. Vgl. 3119.) — The Aeroplane, Bd. 18, 17. März 1920, S. 579/580 (2½ Sp., 1 Zeichn.). Hn. **3205.**

Flugzeugbeschreibung. Die Dornier-Flugboote.

Bauart	R	I	II	III	III
Motorleistung	PS	3×240	4×240	4×260	4×270
Spannweite	m	43,5	33,2	37,0	37,0
Länge	m	29,0	23,9	22,7	22,3
Höhe.	m	7,2	7,6	8,1	8,6
Flügeltiefe oben	m	4,6	6,5	6,5	6,5
Flügeltiefe unten	m	3,6	3,6	—	—
Fläche: Flügel	m²	328,8	257,0	226,0	226,0
» Höhenflosse	m²	27,0	18,8	23,6	21,0
» Höhenruder	m²	16,0	8,1	10,0	8,8
» Seitenflosse	m²	5,3	7,3	1,4	2,8
» Seitenruder	m²	10,0	4,3	4,4	4,5
» Querruder	m²	24,8	19,0	21,0	21,0
Leergewicht	t	—	7,10	7,20	7,00
Nutzlast	t	—	2,00	3,47	3,5
Nutzlast	vH	—	22	32	33
Flächenbelastung	kg/m²	—	35,4	47,0	46,5
Leistungsbelastung.	kg/PS	—	9,50	10,18	9,73
Bootslänge	m	27,4	11,8	12,6	14,2
Spannbreite	m	3,50	4,15	4,70	3,70
Monat des ersten Fluges . .	—	I. 1915	XII. 1915	XI. 1917	I. 1918

Das erste Großflugboot R I erfüllte nicht die Erwartungen des Erbauers. Es hatte drei Zugschrauben. Die hochbeanspruchten Bauglieder waren aus Stahl, alles andere bis auf die Stoffbespannung aus Duralumin. Im Oberflügel vier, im Unterflügel drei Längsholme, aus genietetem Stahl. Acht W-Stiele liefen jedesmal vom vorderen und hinteren Oberholm zum mittleren Unterholm zusammen. Zwei seitliche Stützschwimmer. Das Leitwerk saß am Bootsrumpf, Maybachmotoren.

Der R II war zuerst als Anderthalbdecker gebaut mit drei 240 PS-Maybachmotoren im Boot und Kegelrad-Auslegergetrieben. Diese machten soviel Schwierigkeiten, daß man später zwei Motorzellen mit je zwei Motoren mit Zug- und Druckschraube einbaute. Auch zeigte es sich, daß die Unterflügel wenig Auftrieb und viel Widerstand ergaben, deshalb entfernte man auch sie. Der Oberflügel hatte drei Holme und war durch Streben nach unten abgesteift. Stoffbespannung, vier Benzingefäße mit je 500 l im Boot, Gitterschwanz. Aus dem R. II entstand

der R III, ein Eindecker mit vier Maybachmotoren, mit zwei Zug- und zwei Druckschrauben in zwei Motorgondeln unter dem Tragflügel, der sonst ähnlich dem des R II mit Seilen verspannt war. Über dem Flügel ein viereckiger Rumpf, an dem hinten das Leitwerk befestigt war, acht Benzingefäße mit je 380 l Benzin. Stoffbespannung, Besatzung im Boot. Mit diesem Flugzeug wurden bei der Marine Zehnstundenflüge gemacht. Ein zweites Stück erhielt ein noch breiteres Boot und Duraluminblechbekleidung der Flügel ohne Rippen. — Erik Hildesheim, The Aeroplane, Bd. 18, 9. Juni 1920, S. 1125/1128 (5½ Sp., 9 Abb., 3 Zahlentaf.). Hn. **3122.**

Flugzeugbeschreibung. Das Short-Flugzeug mit 160 PS-Beardmore, der mit Vollgas anscheinend bis zu 200 PS leistet, eine Eigenschaft, die für die Abwassern sehr nützlich ist, hat vorn Platz für (anscheinend) drei Reisende, dahinter sitzt der Führer. Hilfsschwimmer fehlen. Die kurzen Hauptschwimmer, deren Gestalt bei diesem neuesten Wasserflugzeug verbessert ist, machen einen Schwanzschwimmer notwendig. Die Flügel lassen sich beiklappen.

Außer Sopwith haben in England nur Short Brothers im Kriege mit Erfolg Schwimmerflugzeuge gebaut, und zwar für Erkundung, U-Bootabwehr und Torpedoabwurf. — Het Vliegveld, Bd. 4, 17. Juli 1920, S. 254 (12 Sp., o. Abb.). E. **3202.**

Flugzeugfestigkeit. Belastungsprüfung kleiner Modelle (Prove statiche su modelli in scala ridotta). Gerade wie im Brückenbau, sollten auch bei Flugzeugen Belastungsproben innerhalb der Elastizitätsgrenze genügen, bei denen die gemessenen und die berechneten Durchbiegungen zu vergleichen wären. Daneben sind zur Bestätigung der Sicherheitsrechnungen auch Prüfungen über die Elastizitätsgrenze hinaus und bis zum Bruch an Modellen notwendig. Dabei ist die Flächenbelastung gleich zu halten, dann bleibt auch die Bruchsicherheit gleich, die Dehnungen, Stützensenkungen und Querkräfte nehmen proportional dem Maßstabe, die Längskräfte und Stützdrücke proportional dessen Quadrat, die Gewichte und Momente proportional dem Kubus ab. Da sich nicht alle Einzelheiten genau nachbilden lassen, wird das Modell verhältnismäßig schwerer. Der Unterschied ist von der anzunehmenden Flächenbelastung abzuziehen, aber auch bei der aufzubringenden Last zu berücksichtigen. Beachtet man diese Regeln, so verhält sich das Modell wie das große Stützwerk.

Die Rippen werden am besten für sich geprüft, stets mit Rücksicht auf das Flügelgewicht und dessen Zunahme beim Modell. Zum Anbringen der Lasten und zum Messen der Durchbiegungen dient eine bequeme Vorrichtung der Firma Bastianelli, bei der



jede Rippe durch einen belasteten Hebel beansprucht wird, und zwar beim Oberflügel durch Zug von oben, beim Unterflügel durch Druck von unten bei aufrechter Stellung des Flugzeugs. Die Formänderungen werden photographisch festgehalten, die Lichtbilder mikroskopisch ausgewertet. Die 200 Belastungshebel des Gerätes gestatten Prüfungen von Flugzeugen bis 6 m Spannweite.

Am besten beschränkt man die Belastungsprobe auf die Holme, weil die Stiele, Rippen usw. sich vorteilhafter in natürlicher Größe zerbrechen und nur schwer im Modell nachbilden lassen. Die Holmknoten müssen dieselbe Bewegungsfreiheit wie in Wirklichkeit haben. Der Herstellung der Modelle hat aber die genaue Durchrechnung vorauszugehen. Die Belastungsprobe an Flugzeugen mit etwa 100 Flugstunden ist sehr lehrreich. — Giovanni Pegna, L'Aeronautica, Bd. 3 (früher L'Aeronauta), März 1920, S. 23/29 (14 Sp., 4 Zeichn. von Belastungsprüfgeräten). E. **3206.**

Flugzeugteile. Die Festigkeit querbelasteter Druckstreben. Für die genaue Spannung eines geraden, achsrecht längsbelasteten und gleichmäßig querbelasteten Stabes mit Lagerung in parallelen Zapfen kann die Perrysche Näherungsformel gesetzt werden. Für kurze Knickstreben ohne seitliche Last gilt die Druckspannungsgleichung, für lange die Eulersche Formel, für mittlere Schlankheitsverhältnisse ein geringerer Wert als aus beiden folgt (Rankine), vor allem wegen der exzentrischen Einspannung und der anfänglichen Krümmung; beide lassen sich in einer »gleichwertigen Exzentrizität« zusammenfassen, die für Stahlrohre nach Southwell gleich der Länge vermehrt um 1/40 des Innendurchmessers ist; Robertson setzt sie gleich 3/1000 des Schlankheitsverhältnisses mal dem Widerstandsmoment, geteilt durch den Querschnitt; Webb und Barling schreiben 1/100 der geringsten Breite. Fügt man ein entsprechendes Biegemoment infolge der Längskraft zu dem Querbiegemoment in Perrys Formel, so folgt als Sonderfall Smiths Formel für exzentrische Knickung.

Aus diesen Gleichungen ist die Knicksicherheit zu berechnen, aus der letzten auch bei bekannter Knicklast die gleichwertige Exzentrizität. Für die Knickbiegung muß man dabei annehmen, daß durch die Exzentrizität die Querbelastung verstärkt wird. Aus Zahlenbeispielen folgt, daß die Exzentrizität für die Sicherheit um so mehr ausmacht, je schlanker die Strebe und je größer die Druckspannung ist — das war zu erwarten.

Bei durchlaufenden Trägern ändert sich das Biegemoment, aber außerdem auch der Abstand zwischen zwei Wendepunkten durch die Längskraft. Bei der zahlenmäßigen Berechnung der Verschlechterung des Lastvielfachen für diese Stellen kann man die Feldlänge durch die Strecke zwischen zwei Wendepunkten ersetzen. Das ist für große Druckspannungen, die jedoch nicht vorkommen, zu günstig. Genauere Berechnungen lohnen nicht, weil die Festigkeitseigenschaften des Holzes stark wechseln und die Exzentrizität nicht bekannt ist. — Hilda P. Hudson, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 18, 16. Juni 1920, S. 1178/1180 (3 Sp., 1 Abb., 2 Zahlentaf.). E. **3014.**

Funkentelegraphie. Versuche über drahtlose Anpeilung von Flugzeugen. Die Sendestation befand sich auf einem Ru C I (150/160 PS, 135 km/h), später auf einem Dfw C V (200/220 PS, 145 km/h). Die Flugzeugbauart hatte auf die Peilergebnisse keinen Einfluß. Generator mit Flügelradantrieb am Fahrgestell, Sender mit sechsfacher Löschfunkenstrecke, Wellenlänge 200 bzw. 250 m. Als Gegengewicht dienten die Metallteile des Flugzeugs. Kupferantenne, 40 m lang. Die Stellung der Flugzeugachse im Augenblick der Peilung wurde durch Aufnahme des Bodens mit einer Weitwinkelobjektivkammer auf 1° genau festgelegt, die Höhe nach dem Barometer auf 100 m genau bestimmt.

Peilstationen nach Bellini-Tosi, meist mit offenen Schleifen, deren Gleichheit häufig nachgeprüft wurde. Zum Ausschalten von Unsymmetrien ließen sich die Nord-Süd- und Ost-West-Antenne vertauschen. Gepeilt wird nach Dauerstrichen, denen Warnungszeichen vorausgehen.

Bei den Entfernungen bis zu 30 km ergaben sich Mißweisungen, zum Teil begründet durch die Winkel zwischen Flugzeugachse und Richtung zur Bodenstation. Diese wurden mit »Sternflügen« über dem gleichen angepeilten Punkt untersucht. Es ergab sich, daß stets »am Schwanzende des Flugzeugs vorbei gepeilt« wird, und zwar bis zu 60° bei rd. 90 und 270° Kurswinkel. Nach Verlegung der Bodenstation auf ein ähnliches Gelände sank die Mißweisung auf ½ bis ⅓. Mit der Höhe nimmt sie zu (0,6 bis 1,6 km Versuchsbereich bei 9,3 km Entfernung). Je größer die Höchstwerte der Mißweisung, desto näher liegen die zugehörigen Kurswinkel der Stellung des vom Peilort wegfliegenden Flugzeugs. Mit zunehmender Entfernung nimmt die Mißweisung ab. Dasselbe gilt bei »Mäanderflügen«. An gewissen Tagen zeigten sich ganz andere Ergebnisse. Flughöhe und Entfernung beeinflussen die Mißweisung nur durch ihr Verhältnis (Erhöhungswinkel).

Bei geschlossener Schleife sank die Mißweisung auf ⅓ bis ¼. Burstyn führt die Mißweisung auf Richtwirkung der Flugzeugantenne zurück, seine Berechnungen für geschlossene Antenne geben größeres als die beobachteten, dagegen kleineres als die Messungen an offener Schleife. Die Mißweisung nimmt mit der Wellenlänge zu. Bei geschlossener Antenne hängt sie vom Azimut ab, bei offenen Schleifen nicht. Auch bei Horizontalantennen ist die Mißweisung, jedoch entgegengesetzt wie vorher, vom Azimut abhängig. Das allgemeine Gepräge der Mißweisungskurven bliebe ungeändert.

Wurde statt der herabhängenden Flugzeugantenne, nach dem Übergang zu ungedämpften Wellen, ein Draht längs der Oberflügelvorderkante, als Gegengewicht ein entsprechender Draht am Unterflügel verwendet, so waren die Wellen praktisch ungerichtet, und die Peilungen ergaben auch auf 3 km Entfernung in 0,7 km Höhe keine Mißweisung mehr; sie rührt also von der Richtwirkung her. Die Verschiedenheit der Einstellungsminima am Richtempfänger werden auf den Einfluß des Erdbodens zurückgeführt, doch ließen sich keine Gesetzmäßigkeiten gewinnen. Geschlossene Schleifen geben gleichmäßigere Minima. — Richard Baldus und Eberhard Buchwald, Jahrbuch, Zeitschrift für drahtlose Telegraphie und Telephonie, Bd. 15, März 1920 S. 214/236 (22 S., 19 Abb., darunter 1 Schaltplan, 1 Karte, 3 Zahlentaf.). Vgl. auch ebenda S. 153 (einleitender Aufsatz). E. **3017.**

Literatur. Berichte des Luftfahrtbeirats:

Nr. 287. Druckverteilung über Flugzeugflügeln im Fluge. Versuche von Taylor an einem BE 2c zwischen 80 und 150 km/h, mit Beschreibung des Verfahrens; die Ergebnisse stimmen mit den Modellversuchen der englischen Physikalischen Reichsanstalt überein.

Nr. 491. Spannungsberechnung am SE 5 (Bryant und Irving).

Nr. 506. Eigenschaften der Azetyl-Zelluloseplatten für Flugzeugbespannung (Barr und Wilson).

Nr. 512. Verfahren zum Messen der Rollmomente und Querruderverstellmomente an einem Eindeckermodell (Irving). Das Verfahren der Physikalischen Reichsanstalt. Die Art des Aufhängens vermindert die Reibungsfehler. Auch die Gelenkreibung der Querruder wird mit einer Anordnung, die ungefähr die wirkliche Spaltbreite zwischen Flügel und Querruder nachahmt, vermindert.

Nr. 549. Eigendrehung überzogener Flügel, Beziehung zur Trudelgeschwindigkeit der Flugzeuge (Relf und Lavender). Nicht genug betont wird die Unstabilität der Tragflügel bei großen Anstellwinkeln. Außer mit dem Auftrieb hätte auch mit der Pfeilkraft gerechnet werden müssen. Ein Ergebnis: Nicht der Verlauf der Auftriebskurve beim kritischen Winkel bestimmt das Trudeln, sondern das Konstantwerden des Auftriebbeiwerts bei noch höheren Anstellwinkeln. Im Bericht 595 dagegen hieß es: Eigendrehung erfolgt, wenn der Abfall des Auftriebbeiwerts oberhalb des überzogenen Anstellwinkels dem Widerstandsbeiwert die Wage hält. Die Verhältnisse sind noch nicht geklärt.

Nr. 573. Brennbarkeit lackierter Bespannstoffe (Barr).

Nr. 583. Auftreffen eines Seeflugzeugmodells auf das Wasser (Bottomley).

Nr. 588. Messung der Bruchfestigkeit eines Flugzeugs unter den Bedingungen des Sturzflugs bei der Grenzgeschwindigkeit an einem Nieuport-Spähflugzeug mit RAF 15-Profil. Die Annahme für die Schwanzlast war zu hoch. Für die Verteilung auf Ober- und Unterflügel ist 6 : 5 angenommen.

Nr. 593. Einfluß der Geschwindigkeit auf die Stabilität des Luftschiffmodells (Jones und Pell). Die Angaben in Bericht Nr. 541 über die möglichen Änderungen des Moments mit der Geschwindigkeit werden durch Versuche bestätigt. Die »virtuelle Masse« ist sehr wichtig.

Nr. 598. Auflösung von Wirbeln (Taylor).

Nr. 600. Die Druckverteilung über die Oberfläche des Luftschiff-U 721-Modells, verglichen mit dem Druck über einem kugeligen Körper (Jones und Williams).

Nr. 627. Bau eines aufzeichnenden dreidimensionalen Flugzeug-Beschleunigungsmessers (Searle). Das Gerät soll nicht in der Vereinigung mehrerer Geräte für eine Richtung bestehen. — Aircraft Engineering, Bd. 1, April 1920, S. 124/125 (2 Sp., o. Abb.). E. **3018.**

Luftschiffbeschreibung. Neuzeitliche italienische Luftschiffe. Die italienischen Luftschiffe sind alle halbstarr und haben bis auf die Verkehrsluftschiffe offene, einfache Gondeln, in denen die Motoren mit Brennstoffen, Ballast, Besatzung usw. untergebracht sind. Sie hängen unter Zwischenschaltung eines starren Kieles an der Hülle. Die Schiffe sind langsam und von geringer Flugweite und -dauer. Die Ballonette werden durch den Fahrt-

Bauart		M	D. E.	Usuelli	P	Forlanini
Länge	m	78,5	48,4	64,78	61,7	89,7
Breite	m	17,3	10,3	10,9	12,0	19,7
Höhe	m	21,8	16,7	16,4	21,3	26,7
Gasinhalt . .	m^3	1280	2600	4000	5000	17800
Höchstgeschwindigkeit	km/h	77	61	71	61	65
Nutzlast . . .	t	5,90	—	1,87	1,36	3,50



Bauart	Länge	Durchmesser	Gesamtverdrängung	Gasinhalt	Leergewicht	Gewicht auf Gasraum	Nutzlast	Motoranlage	Geschwindigkeit
	m	m	m³	m³	t	kg/m³	t	PS	km/h
F 3	90,0	17,9	15 000	13 800	10,5	0,078	—	4 × 100	72
F 4	90,0	17,9	15 000	13 900	9,3	0,067	1,40	2 × 160	70
F 5	90,0	20,0	19 000	17 800	9,2	0,052	3,50	2 × 240	65
F 6	90,0	20,0	19 000	17 800	10,1	0,057	2,89	2 × 190	72
F 7	109,4	23	30 000	28 000	15,1	0,054	5,50	4 × 350	76

wind aufgeblasen. Im Notfall wird ein Ventilator mit Handbetrieb benutzt. Die Ruder haben keine Leitflossen.

Die M-Bauart hat sechs Gaszellen und ein Ballonett, das 45,9 vH des Gesamtinhaltes verdrängt. Die Hülle hat doppelten Stoff, 12 Gas- und 14 Luftventile.

Die D.E.-Bauart ist klein und hat eine bootsähnliche Gondel, über der die Motoren auf Böcken montiert sind. Keine Sitzgelegenheit. 3facher Stoff.

Die Usuelli-Bauart hat eine Stoffschicht.

Die P-Bauart wird zum Ausbilden von Besatzungen benutzt.

Die Forlanini-Luftschiffe sind am meisten bekannt. Sie haben einen starren Kiel von vorn bis hinten ganz durchlaufend. Er geht nach oben bis in die Mitte des Schiffes. Die Hülle ist durch Längs- und Querwände in zahlreiche Sektoren geteilt, die mit ihrer Spitze am Kiel befestigt sind. Eine zweite Außenhülle soll Luftwiderstand und Einfluß der Sonnenbestrahlung verkleinern. In den Zwischenraum wird Luft geblasen. — Flight, Bd. 12, 24. Juni 1920, S. 663/667 (10 Sp., 11 Abb.). Hn. **3022.**

Luftschraubenberechnung. Schlechter Wirkungsgrad der Verkehrsflugzeuge und Luftschraubenbau. Die verschiedene Rentabilität rührt neben den Anlage- und allgemeinen Kosten von der mangelnden Eignung der Motoren für Luftverkehrszwecke, vor allem für den gedrosselten Betrieb, der nicht mit Betriebsstoffersparnis durchführbar ist, und von dem schlechten Wirkungsgrad der Luftschrauben, vor allem bei verminderter Geschwindigkeit, her. Man kann aber leicht Schrauben bauen, die bei der Betriebsgeschwindigkeit 80 vH Wirkungsgrad geben. Das zeigen Messungen von Durand und französische Flugzeugmessungen. Paßt man die Schraube dabei einem Bruchteil der Höchstleistung an und richtet auch den Vergaser z. B. für 3/4 Leistung ein, so läuft der Motor sehr sparsam. Beim Steigen aber gibt man mehr Gas, dabei ändert sich die Drehzahl fast gar nicht. In einem Fall sind beim Steigen 18 vH Mehrleistung durch eine Schraube zu erzielen, die am Boden 10 vH weniger Leistung aufnimmt und doch hohe Drehzahl hat.

Der hohe Wirkungsgrad der französischen Schrauben rührt von der Vorwärtsneigung der Flügelblätter her, die von de Monge (bei Lumière) und von Levasseur auf verschiedenem Wege versucht wird (von ersterem mit gewöhnlichem Holzbau). Diese »ausgeglichenen« Schrauben, z. B. Lumière 144b und c, haben bei gleichen Flugverhältnissen halbe Materialanstrengung, nämlich 1,09 gegen 1,86 kg/mm² bei unvollkommenem Ausgleich der Biegekräfte und 2,71 kg/mm² bei gewöhnlicher Bauart. Die ausgeglichenen Schrauben verlieren ihre Steigung nicht im Betrieb und sind daher länger verwendbar. — John Strong. The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 18, 14. April 1920, S. 763/766 (5 Sp., 2 Schaubilder von Schraubenmessungen, 1 Lichtbild von Schraubenmodellen, 2 Zahlentaf. von Luftverkehrskosten bzw. Flugzeugmessungen). E. **3023.**

Luftschraubenberechnung. Theorie der Treibschrauben für Wasser und Luft sowie der Flugzeuge im geradlinigen Fluge. Führt man den wahren Schlupf ein, bezogen auf die wirksame Steigung (das Vorschreiten während einer Umdrehung der Schraube beim Schub Null), unterscheidet man ferner eine innere Zone vollständiger Wirkung und eine äußere teilweiser Wirkung, zu denen auf Grund späterer genauerer Versuche noch ein Zwischengebiet und ein Randgebiet hinzutreten, so lassen sich die Ergebnisse von Taylor, Froude und Durand im ganzen Schlupfbereich von 0—1, vor allem aber zwischen 0,1 und 0,5, teilweise mit einer Genauigkeit von einigen Tausendstel, durch Näherungsformeln ausdrücken. Schub und Drehmoment sind proportional der Luftdichte, dem Quadrat der Drehzahl und je einem quadratischen Ausdruck, der den Schlupf, das Steigungsverhältnis u. dgl. enthält. Der Proportionalitätsbeiwert ist für Luftschrauben lediglich der Steigung (beim Drehmoment deren Quadrat) proportional und enthält im übrigen einige Abmessungen. — A. Rateau (Bericht über ein neues Werk, das der Akademie der Wissenschaften gewidmet ist). Comptes Rendus, Bd. 170, 7. Juni 1920, S. 1360/1362 (3 S., o. Abb.). E. **3024.**

Motorbeschreibung. Der in England gebaute Cosmos-Stern-Flugmotor (The Cosmos radial airplane engine designed in England). Die Cosmos Engineering Co. hat während des Krieges einen luftgekühlten Standmotor der Sternbauart geschaffen, der Aussicht hatte, an die erste Stelle der Motoren für Jagdflugzeuge zu rücken; beim Waffenstillstand wurden die Bestellungen zurückgezogen. Der Motor war in vier Größen entworfen, mit einem drei- und neunzylindrigen Stern für 100 und 450 PS, sowie mit zwei Sternen, 14- und 18zylindrig, für 300 und 1000 PS. Bis auf die letztere Größe sind alle eingehend erprobt, Bedeutung hat aber nur der 450 PS-Motor erlangt; mit dem 300 PS-Motor hat ein Bristol F-Jagdeinsitzer 6 km Höhe in 16 min 15 s erreicht. Für die Reihenherstellung war der 50 PS-Motor in Aussicht genommen. Die Zylinder sind mit den Kühlrippen aus Stahl gedreht und haben 20 mm dicke Böden, in denen die Sitze für die vier Ventile ausgespart sind. Die Zylinderköpfe selbst mit den Ansaug- und Auspuffkrümmern sind aus Aluminium gegossen. Einlaß- und Auslaßventile werden getrennt durch Stoßstangen und Schwinghebel von zwei Daumenscheiben angetrieben. Die Ventilteller sind tulpenförmig ausgehöhlt, die Spindeln bis zur Hälfte ihrer Länge ausgebohrt. Doppelte Ventilfedern und eine eigenartige Schmierung der Schwinghebelwellen sind weitere Merkmale der Steuerung. Die Kolben aus Aluminiumguß sind an der Lauffläche weit ausgeschnitten; ihre Bolzenlager sind am Boden angehängt. Die Pleuelstangenanordnung ist die übliche mit angelenkten Nebenstangen. Die Kurbelwelle ist gebohrt und läuft in Rollen- und Kugellagern; sie trägt Gegengewichte sowie Spritzbleche, welche das Abschleudern des Öles in die Zylinder verhindern sollen. Der Motor hat drei Vergaser; diese sind aber nicht unmittelbar an die Zylinder, sondern an ein zur Kurbelwelle konzentrisches Verteilergehäuse angeschlossen, das eine stillstehende dreigängige Schnecke enthält. Diese leitet das von jedem Vergaser gelieferte Gemisch nur an drei im Kreise gleichweit voneinander entfernte Zylinder, wodurch in sehr sinnreicher Weise erreicht wird, daß sich die Zylinder das Gemisch nicht gegenseitig absaugen. Eigenartig und neu ist ferner die Entlastung des Kurbelzapfens durch bewegliche Gegengewichte, insbesondere für den Betrieb in großer Höhe. Der Motor wird für unmittelbaren Schraubenantrieb oder für Vorgelegeantrieb gebaut.

Ergebnisse amtlicher Prüfungen: Bohrung 146 mm, Hub 109 mm, Verdichtung 1 : 5, Normalleistung 400 PS bei 1650 U/min, Höchstleistung 500 PS bei 2000 U/min, höchster mittlerer Kolbendruck 8,2 kg/cm² bei 1600 U/min, Gesamtgewicht 318 kg, Einheitsgewicht 0,8 kg/PS, Einheitsbrennstoffverbrauch 252 g/PSh, Einheitsölverbrauch 31,7 g/PSh. — M. W. Bourdon, Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1314/1319 (5 Sp., 7 Abb.). Hr. **3028.**

Motorbeschreibung. Der Flug in großen Höhen und Motoren mit veränderlicher Verdichtung (Flight at high altitudes and variable compression engines). Für Flüge in sehr großen Höhen sind Flugzeuge mit mehreren, getrennte Schrauben treibenden Motoren und mit luftdicht geschlossenen Kabinen zu empfehlen, in denen der Bodendruck dauernd erhalten wird. Der neue Damblanc-Mutti-Motor mit veränderlicher Verdichtung soll in allen Höhen gleiches Drehmoment liefern. Ein Elfzylinder-Umlaufmotor von 126 mm Bohrung, der bei etwa 1350 U/min 240 PS Höchstleistung entwickelt, 200 kg wiegt und 1,50 m größten Durchmesser hat. Der Kolbenhub kann zwischen 150 und 172 mm geändert werden, was einer Änderung des Verdichtungsverhältnisses zwischen 4,8 und 7,0 entspricht. Das Getriebe zur Änderung des Hubes wiegt 10 kg. Neuartig ist auch die Antriebsweise der Ventile. Aus theoretischen Betrachtungen über die Anforderungen an einen Motor, der in jeder Höhe das gleiche Drehmoment liefern soll, folgt, daß dies bei einem Zylinder von gleichbleibendem Inhalt am besten erfüllt werden kann, wenn man den Enddruck der Verdichtung gleichhoch hält; daraus ergibt sich für jede Flughöhe eine bestimmte günstigste Verdichtung. Darüber hinaus liefert aber der Motor einen Zuwachs an Leistung, weil bei ihm zugleich mit der Verdichtung bei zunehmender Flughöhe auch der Hub vergrößert wird. Ein Motor von 178 PS Bodenleistung liefert bei der gewöhnlichen Bauart mit unveränderlicher Verdichtung 1 : 4,9 in 5 km Höhe nur 95 PS, bei Ausführung mit dem günstigsten Verdichtungsverhältnis 112 PS, in der neuen Bauart aber 166 PS. — L. Damblanc, La Vie Aérienne, 25. März 1920 (9 Sp.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 6. Juli 1920, S. 580. SS. 1141. Hr. **3029.**

Motorverdichtung. Das Flugzeuggebläse der General Electric Company (Electric turbo supercharger) wird zum ersten Male im Schnitt abgebildet, der die Führung des Motorauspuffes in eine Düsenkammer mit Hilfsauslaß zur Auspuffleitung erkennen läßt. Die beiden Laufräder des Gebläses und der Auspuffgasturbine sind auf einer gemeinsamen Welle gelagert, die mit etwa 20000 U/min läuft; das Gebläse sitzt vorne am Motor, so daß sein Gehäuse den Flugwind auffängt, und fördert unmittelbar in die Ansaugleitung des Vergasers. Ein besonderer Barograph ist an die Luftleitung zum Vergaser angeschlossen und liefert einen Anhalt für die Beurteilung der Höhe der Vorverdichtung. — S. A. Moss. Aviation, 15. Mai 1920 (10 Sp., 11 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 6. Juli 1920, S. 577. Hr. **3034.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 15. September 1920 Heft 17

Die Flugzeugprüfbahn der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt und über den Luftschraubenantrieb für Eisenbahnfahrzeuge.

Vortrag von Herrn Geh. Reg.-Rat Professor Dr. Bendemann, gehalten auf dem Sprechabend der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, in Berlin, am 23. Februar 1920.

Für ein wissenschaftliches Versuchsunternehmen möchte ich heute Ihre Aufmerksamkeit kurz in Anspruch nehmen, obwohl dieses vor dem Krieg schon geplante, im Kriege verwirklichte Unternehmen leider alsbald durch Kriegshemmungen lahm gelegt wurde, und deshalb besondere Erfolge in der gewollten Richtung nicht erzielt wurden. Die hauptsächlichsten Vorgänge und Erfahrungen sollen für die Nachwelt festgehalten werden, die hoffentlich recht bald einmal wieder daran anknüpfen kann.

Daß ich dabei noch einmal in meiner verflossenen, mir so lieb gewesenen Eigenschaft als Leiter der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt auftrete, kommt daher, daß die Herren, die hauptsächlich mitgearbeitet haben, besonders Herr Oberingenieur Geissen, der in der letzten Zeit die Leitung hatte und sich sehr verdient gemacht hatte, inzwischen andere Wirkungskreise gesucht und gefunden haben und die jetzigen Mitarbeiter der D V L über die Hergänge nicht mehr aus eigener Erfahrung berichten können.

Den Grundgedanken zeigen am besten Abb. 1 und 2. Man sieht, von einer Lokomotive geschleppt, auf einem schweren Drehgestellwagen einen Turmaufbau, der oben das zu prüfende Flugzeug trägt, welches auf diese Weise mit großer Geschwindigkeit durch die Luft bewegt werden kann. Das Flugzeug ist nicht starr auf dem Turm befestigt. Meßgeräte, auf registrierende Indikatoren wirkende, besonderer Bauart und in fischförmige Kästen eingebaute, sind zwischengeschaltet. Durch diese Meßgeräte werden die zwischen Flugzeug und Turm wirkenden Kräfte gemessen und aufgezeichnet. Hier werden an dem gefahrenen Flugzeug, grundsätzlich Luftkräfte nach Größe, Richtung und Lage ebenso gemessen, wie z. B. im Göttinger Windkanal an kleinen Modellen. Der Unterschied ist, daß hier Flugzeuge natürlicher Größe mit allen Einzelfragen zu studieren sind. Man kann z. B. die Wirkung von Ruderausschlägen, besondere Flügeleinstellung u. dergl. in gefahrloser Weise beobachten, während man im Fluge niemals über gewisse Grenzen ohne große Gefahr hinausgehen darf. Ferner ist der Einfluß einzelner Flugzeugteile, Rumpf, Fahrgestell, Verspannungen, Kühler, Luftschraubenwirkungen bei ruhendem und laufendem Motor und vieler anderer Teile viel genauer zu verfolgen, als das an Modellen möglich ist.

Die Wichtigkeit aerodynamischer Flugzeuguntersuchungen im großen stand nach allgemeinem Urteil allein, schon um die Übertragbarkeit und die Umrechnung der Ergebnisse von Modellversuchen ins große und die Einflüsse der Oberflächenbeschaffenheit und der elastischen Formänderung zu klären, außer Frage. Von verschiedenen ähnlichen großen Einrichtungen in Frankreich und England kamen Berichte über wichtige Ergebnisse, deren Einzelheiten aber geheim blieben.

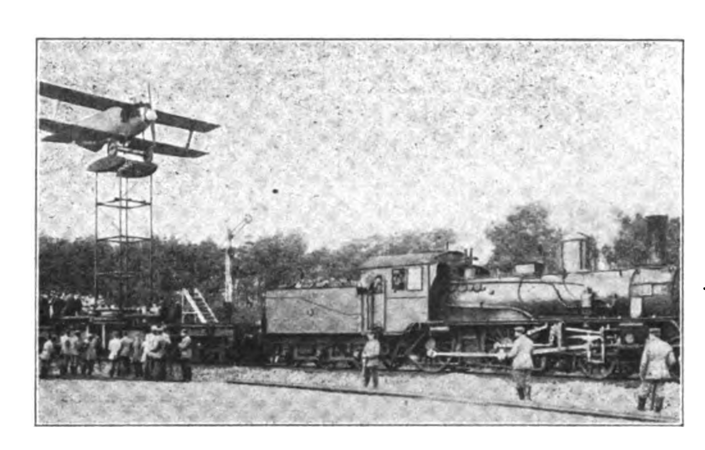


Abb. 1. Prüfbahn mit Flugzeug auf dem Turmwagen, Aufnahme vom 28. Oktober 1916.

Zunächst möchte ich auf diesem Bilde die Quelle der Hemmungen zeigen, die uns bei der weiteren Entwicklung lahm gelegt haben: Neben dem Geleise liegen Schienen, die aufgebracht werden sollten. Die Erneuerung der bis dahin nur als Nebenbahn mit schwachen, ohne Schotter in den Sand verlegten Schienen ausgestattete Strecke war eine stets für das Gelingen der Versuche geforderte, unerläßliche Vorbedingung. Die Strecke sollte ohnehin als Vollbahn ausgebaut werden. Bei Beginn unseres Unternehmens war uns von der Eisenbahnbehörde zugesagt worden, daß sie gegen einen von der

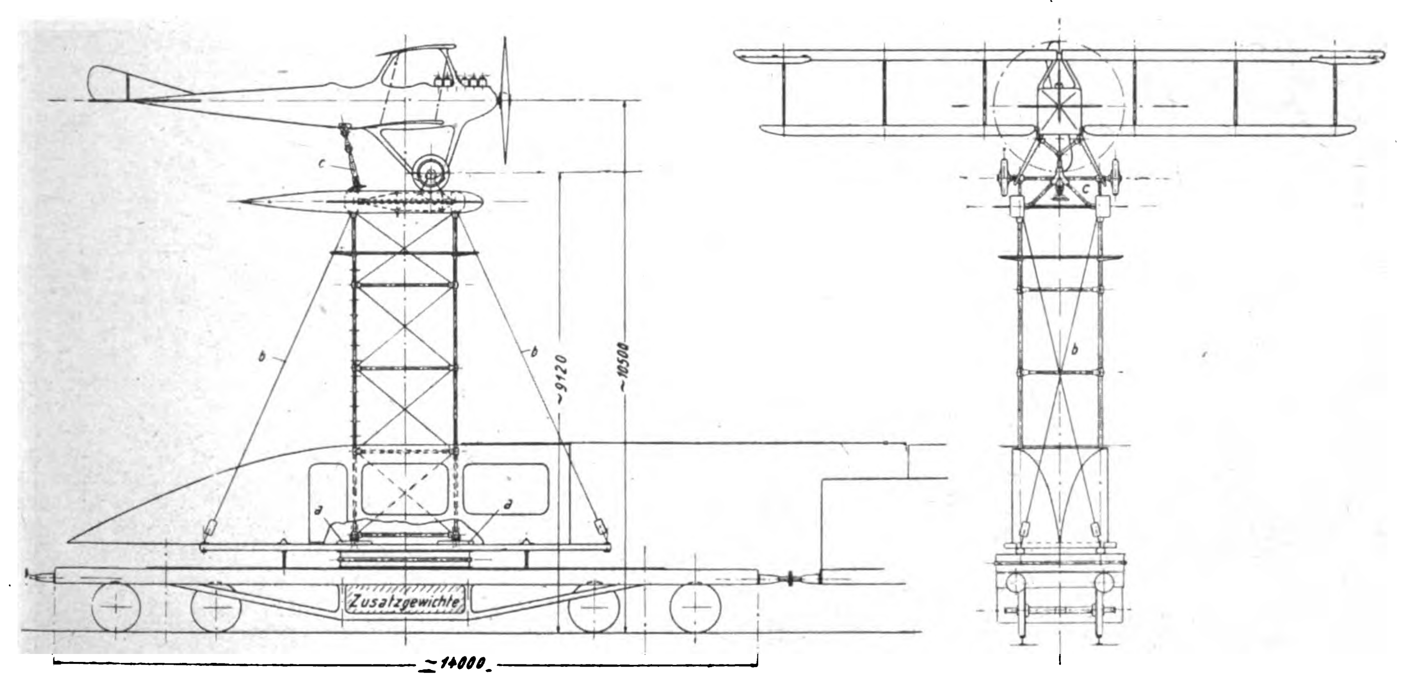


Abb. 2. Turmwagen mit Flugzeug.

Versuchsanstalt geleisteten Zuschuß sogar mit besonders schweren Schienen und entsprechender Oberbauausstattung für die Versuchszwecke versehen werden sollte. Der Ausbau war im März 1916 im besten Gange: Der Schotter aufgebracht, die schweren Schienen lagen bereit, Arbeitsmannschaften zur Stelle und nur die eisernen Schwellen, auf die das übrige zugeschnitten war, wurden nicht geliefert. Verfügbare Holzschwellen durften nicht benutzt werden, weil neben den Laufschienen besondere Leitschienen angebracht werden sollten, die wegen der in Aussicht genommenensehr hohen Fahrgeschwindigkeiten mit Sonderfahrzeugen von der Eisenbahnbehörde vorgeschrieben worden waren. Als Leitschienen sollten die bisherigen, ausgefahrenen Laufschienen dienen. Zu ihrer Befestigung mittels besonderer gußeisener Böcke gemäß Abb. 3 waren eiserne Schwellen erforderlich.

möglichte, besonders in den früheren Morgenstunden, die wegen geringen Windes hauptsächlich in Betracht kamen, die Einschaltung genügender Versuchsfahrten. Als größte Schwierigkeit standen der Ausführung vor dem Kriege nur noch die Bestimmungen der Eisenbahnbehörde entgegen, nach denen Eisenbahnfahrzeuge unbedingt an das vorschriftsmäßige Streckenprofil gebunden sind. In so unerhörter Weise nach oben und nach beiden Seiten über das Profil hinauszugehen, über 10 m von den Schienen aus, so daß die Flugzeugflügel sogar über die neben der Strecke stehenden Telegraphen und Signalmaste hinwegragten, das konnte unmöglich auf einer der preußischen Staatsbahn angehörigen Strecke erlaubt werden. Dieses Hindernis hat der Krieg schnell beseitigt. Zunächst legte er zwar alle Versuche und Versuchspläne lahm. Bald aber, schon im Frühjahr 1915,

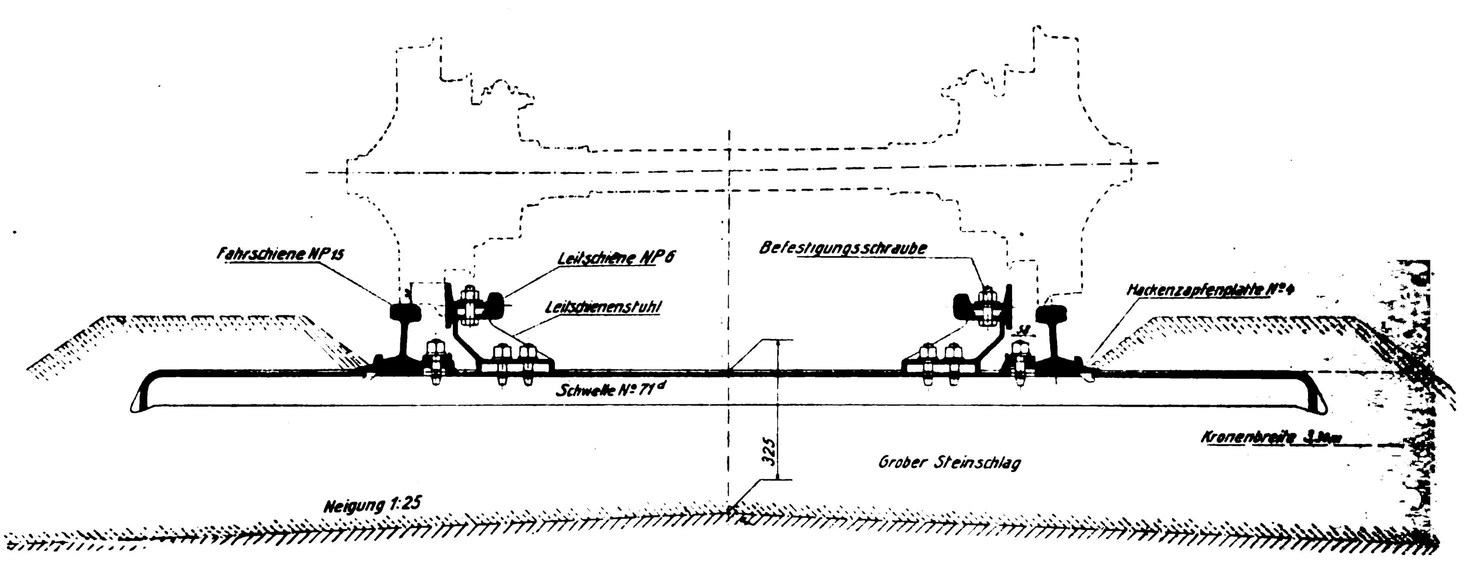


Abb. 3. Oberbau der Versuchsstrecke mit Leitschienen zur Sicherung bei sehr hohen Fahrgeschwindigkeiten. Die Notwendigkeit der Leitschienen war nach gewissen Erfahrungen der elektrischen Schnellbahnversuche von 1903 zweifelhaft. Nach den Erfahrungen mit dem »Schnellwagen« scheint es, daß sie entbehrlich sind.

Im Herbst 1916 kam das Hindenburgprogramm, zahlreiche große Fabrikausbauten verschlangen alle verfügbaren Baumaterialien; die Schwellen waren nicht mehr zu beschaffen. Trotz größter Bemühungen ist es nicht gelungen, die Strecke fertig zu stellen. Noch heute liegen die schweren Schienen neben der Strecke und verrosten. Warum der bis dahin so wirksame Nachdruck der militärischen Behörden, welche die Verwirklichung des Unternehmens veranlaßt und mit großen Mitteln unterstützt hatten, an diesem Punkte ganz versagten, ist mir noch heute nicht ganz verständlich. Es handelte sich doch nur um wenige Kilometer und eine verhältnismäßig unbedeutende Lieferung, um deretwillen nun der ganze beträchtliche Aufwand unfruchtbar geblieben ist.

Schon im Sommer 1913 war die DVL in eine eingehende Bearbeitung des Gedankens eingetreten. Durch Herrn Dr. Ing. Eduard Heller, der sich im Kriege als tüchtiger Kenner des Flugwesens und Organisator der »Zentral-Abnahme-Kommission bei der Inspektion der Fliegertruppen« in weiten Kreisen des Faches ausgezeichnete Anerkennung erworben hat, waren bis zum Kriegsausbruch alle wichtigen Vorfragen geklärt und die baulichen Grundzüge entworfen worden. In tragischer Weise hat sich Dr. Hellers Schicksal, obwohl er wegen seiner anderweitigen Kriegstätigkeit an der Verwirklichung dieses Unternehmens nicht mehr mitgewirkt hat, doch noch mit ihm verknüpft: Am 28. Oktober 1916, an welchem Tage eine größere Zahl von militärischen und technischen Fachmännern zur Besichtigung der Anlage sich versammelt hatten, hat ihn beim Rückfluge nach der Besichtigung mit seinem Flugzeugführer, Hauptmann von Sanzoni, der Fliegertod ereilt.

Auch die Versuchsstrecke, ein Teil der früheren »Militärbahn«, zwischen Zossen und Jüterbog, bei der Station Schönefeld, war schon vor dem Kriege ausgewählt. Die Bahn verläuft hier auf rund 5 km fast geradlinig in flachem und über das Hauptversuchsstück von etwa 1 km Länge ganz freiem Gelände. Die geringe Verkehrsdichte auf der Strecke er-

kam die Erkenntnis, daß ein großer Wettkampf des technischen Fortschritts mit den Schlachten im Felde einhergehen müsse. Besonders der kürzlich leider zu früh verstorbene Generalmajor Oschmann im Kriegsministerium war es, der, während ich noch im Felde war, den Gedanken der Flugzeugprüfbahn aufgriff. Parallel mit dem gleichzeitig beschlossenen vergrößerten Ausbau der Modellversuchsanstalt in Göttingen, von deren verdienstvollem Schöpfer, Prof. Dr. Prandtl, die gegenseitige Ergänzung durch Versuche im großen besonders befürwortet wurde, bewilligte das Kriegsministerium den Hauptbetrag für die Errichtung der Anlagen, kurz bevor ich im Juni 1915 aus dem Felde zurück berufen wurde. Da Dr. Heller sich inzwischen zu den erwähnten anderweitigen Diensten der Inspektion der Fliegertruppen verpflichtet hatte, und ich selbst mit organisatorischen Aufgaben in Adlershof übervoll beschäftigt war, wurde Prof. Dr.-Ing. Rieppel von der Technischen Hochschule Danzig für die Ausführung gewonnen. Zusammen mit Herrn Geissen und Herrn Dr.-Ing. Stieber hat dieser die Konstruktionen durchgearbeitet und die Ausführung und die Versuche geleitet, bis im Frühjahr 1917 die Hoffnungen auf einen fruchtbaren Erfolg infolge des Ausbleibens des Streckenausbaues immer mehr schwanden und die ganze Anlage einem anderen, zunächst dringlicheren Kriegszweck dienstbar gemacht wurde: der Herstellung von in Adlershof ausgebildeten Motorprüfständen, die in wachsendem Maßen überall verlangt wurden. Seitdem ruhen die eigentlichen Prüfbahnversuche mit vollständigen Flugzeugen, und nur nebenher wurde nur noch die Ausbildung eines besonderen Fahrzeuges für Einzeluntersuchungen bei sehr hohen Geschwindigkeiten zu Ende geführt.

Bei den Versuchen mit dem Turmwagen war man an die zulässigen Fahrgeschwindigkeiten der Lokomotiven gebunden, zunächst durften auf dem schlechten Gleis höchstens 70 km/st gefahren werden. Später nach dem Ausbau der Strecke konnten wenigstens 100 km/st erreicht werden, was den damaligen praktischen Fluggeschwindigkeiten nahe genug

kam, so daß jedenfalls mit Ergänzung durch Vergleichsversuche an Teilen auf dem gleichzeitig in Angriff genommenen »Schnellwagen« auf völlig gesicherte Ergebnisse zu rechnen war. Allerdings war von vornherein mit Schwierigkeiten anderer Art zu rechnen. Man mußte sich auf störende Erschütterungen und Schwingungen gefaßt machen, ausgehend von den nie ganz fehlenden Ungleichförmigkeiten des Gleises und der Lokomotivbewegung, wie man sie an jedem Eisenbahnwagen kennt. Ein Ausgleich der Massen des zu prüfenden Flugzeuges in bezug auf die Drehpunkte des Wägesystems, um die Wirkung von Massenbeschleunigungen auf die Meßinstrumente auszugleichen, erwies sich als unausführbar, weil er viel zu große Gewichte und zu umständliche Konstruktionen erfordert hätte. Es durfte aber gehofft werden, schon von Dr. Heller vor dem Kriege eingehende Versuche, u. a. durch besondere Versuchsfarten auf der Adlershof berührenden Vorortsstrecke angestellt, wobei zugleich auch ein besonderer Beschleunigungsmesser erprobt und verschiedene sonstige Einzelfragen geklärt wurden. Die Ergebnisse waren besonders in bezug auf die Dämpfung so günstig, daß man unbedenklich so erhebliche Schwingungen in Kauf nehmen konnte, wie sie auf einem gut gefederten Eisenbahnfahrzeug und auf guter Strecke zu erwarten waren. Indessen wird über die Grenzen einer brauchbaren Dämpfung sogleich auf Grund unserer Erfahrungen bei sehr schlechter Strecke und sehr schlecht gefedertem Fahrzeug noch einiges zu sagen sein.

Zunächst soll das gesamte zur Messung der am Flugzeug angreifenden Luftkräfte nach Größe, Richtung und Lage erforderliche sechsfache Wägungssystem kurz erläutert werden.

Abb. 5 zeigt schematisch die Anordnung der sechs Meßdosen an dem »Schweberahmen«, der zwischen den Köpfen des auf dem Wagen befestigten Turmes aufgehängt, den Träger des Versuchsobjektes bildete. Da die an den einzelnen Stellen zu messenden Kräfte, sowohl auf Zug wie auf Druck gerichtet sein konnten, jede Meßdose an und für sich aber nur einseitig auf die sie drückende Kräfte messen kann, wurde durch »Gegendruckdosen«, d. h. unter konstantem Öldruck stehende Druckkolben gleicher Art, wie die Meßdosen selbst, eine genügende Vorspannung hergestellt,

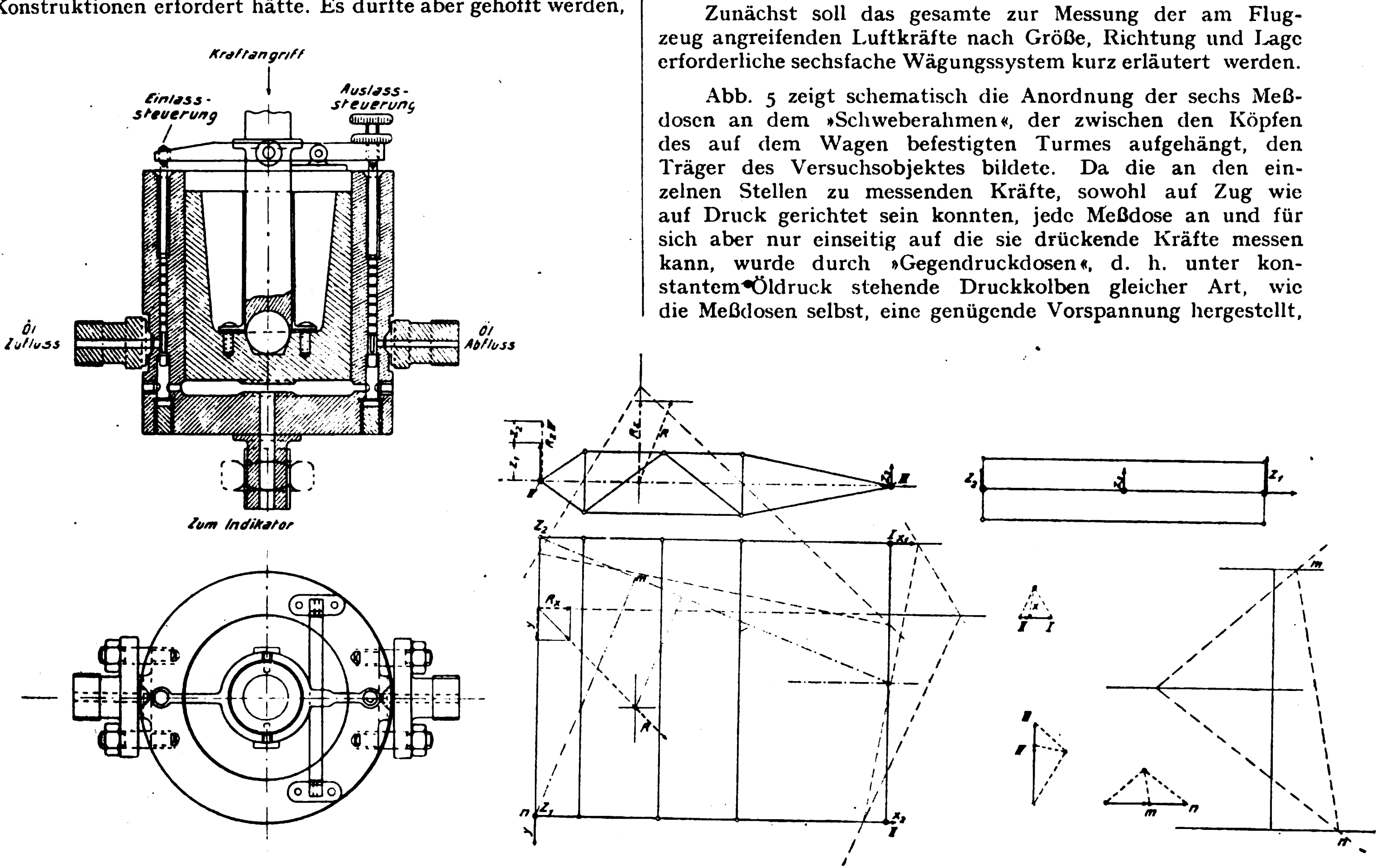


Abb. 4. Gesteuerte Meßdose, D. R. P. 275985.

Abb. 5. Schema der Kraftmessung am Schweberahmen.

durch die vorzüglichen Dämpfungseigenschaften der hier verwendeten Kraftmeßinstrumente der Schwierigkeiten Herr zu werden. Es sind das die in der Versuchsanstalt einem ursprünglich von mir herrührenden Gedanken ausgebildeten und schon vielfach bei ähnlich schwierigen Messungen mit Erfolg verwendeten gesteuerten Meßdosen, über deren Wirkungsweise und Eigenschaften auf frühere Berichte der DVL verwiesen werden kann. (Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1914, S. 3 u. f. und S. 150 u. f.). Die gesteuerte Meßdose (Abb. 4) erwies sich als das einzige in Beracht kommende Meßinstrument, weil sie die einzige Wägevorrichtung ist, die keinen Arbeitsweg hat und trotzdem die Anwendung von Indikatoren mit großem Arbeitsvermögen gestattet, im Gegensatz zu den nicht gesteuerten Kolben- oder Membran-Meßdosen, die nur in Verbindung mit Bourdonschreibwerken von geringer Volumenänderung bzw. geringen Arbeitsvermögen anwendbar sind. Von diesen einfachen Meßdosen unterscheiden sich die gesteuerten Meßdosen dadurch, daß das Drucköl nicht vollkommen dicht abgeschlossen zu sein braucht, sondern durch eine kleine Zylindersteuerung selbsttätig in dem Maße ergänzt wird, um den Meßdosenkolben in seiner richtigen Stellung festzuhalten. Durch die beliebig eng und lang zu machenden Druckölleitungen ergibt sich ohne weiteres eine sehr starke und gleichmäßige Dämpfung. Über deren Wirkung wurden um auch bei stark negativer Kraftrichtung noch im Bereich positiv, auf die Meßdosen wirkender Kräfte zu bleiben. Abb. 6 zeigt die konstruktive Ausbildung des Schweberahmens und der Turmköpfe mit den an diesem angreifenden Meßdosen und Gegendruckdosen. Das Drucköl zum Betriebe der Meßdosen wurde aus unter Druckluft stehenden Druckölflaschen entnommen, die unten auf dem Wagen aufgestellt waren, ebenso das Drucköl für die unter konstantem Druck zu haltenden Gegendruckdosen aus besonderen, mit hinreichend großen Druckluftvolumen verbundenen Druckölbehälter, wobei durch eine besondere feine Reglervorrichtung dafür gesorgt war, daß auch während längerer Versuche ein völliges Gleichbleiben des Gegendruckes gesichert war. Die sechs Indikatoren, welche die von den Meßdosen herkommenden Meßdrücke aufzuzeichnen hatten, waren gleichfalls unten auf dem Wagen, in einer im untersten Teile des Turmes eingebauten Meßkammer untergebracht. Sie schrieben auf eine gemeinsame, von einem starken Uhrwerk gedrehte Meßtrommel, und zwar so, daß gleichzeitige Punkte auf einer Mantellinie der Trommel, also in dem erhaltenen Diagramm ohne weiteres übereinander lagen, was zur Erleichterung der Auswertung wichtig war. Um dies zu ermöglichen, war an den Indikatoren, die im übrigen den für Maschinenuntersuchungen gebräuchlichen nachgebildet waren, eine Abänderung an dem Schreibwerkmechanismus derart getroffen, daß der Schreibstift sich nicht

parallel, sondern quer zur Zylinderachse des Indikators bewegte (Abb. 7).

Da sich die gleichzeitige Messung der sechs Kraftgrößen auf diese Weise recht einfach ausführen ließ, wurde auf die Vereinfachung verzichtet, sich nur auf symmetrisch angreifende Kräfte zu beschränken.

Neben diesen sechs Indikatoren verzeichneten auf derselben Trommel noch drei weitere Instrumente die Laufgeschwindigkeit der Wagenräder, die Beschleunigung in der Fahrtrichtung und den Windruck auf eine, dem Fahrtwinde ausgesetzte Stauscheibe, welche also die Fahrtgeschwindigkeit gegen die Luft angab. Endlich gaben noch zwei

Abb. 7. Druckölschaltung der Kraftmessungen.

elektrische Kontaktvorrichtungen Zeitmarken und Streckenmarken zur Kontrolle der Laufgeschwindigkeit, erstere ausgelöst durch eine Uhr, einstellbar auf Zwischenräume von 1/2 s, 2 s, oder 5 s, letztere ausgelöst durch an der Versuchsstrecke in Abständen von je 100 m angebrachte Anschläge.

Diese gesamte Registriereinrichtung befand sich in einer im Fuß des Turmes eingebauten Beobachtungskammer, wo auch die Druckluft- bzw. Druckölflaschen standen. Der Turm selbst war ein Stahlrohrfachwerk mit Diagonalverspannung aus Flugzeugkabeln, ruhte auf Gummiluftpuffern, bestehend aus Kraftwagenreifen, um die unmittelbare Übertragung der Erschütterungen des Wagens von dem Turm fern zu halten. Das Ganze stand auf einem drehbaren Schienen-

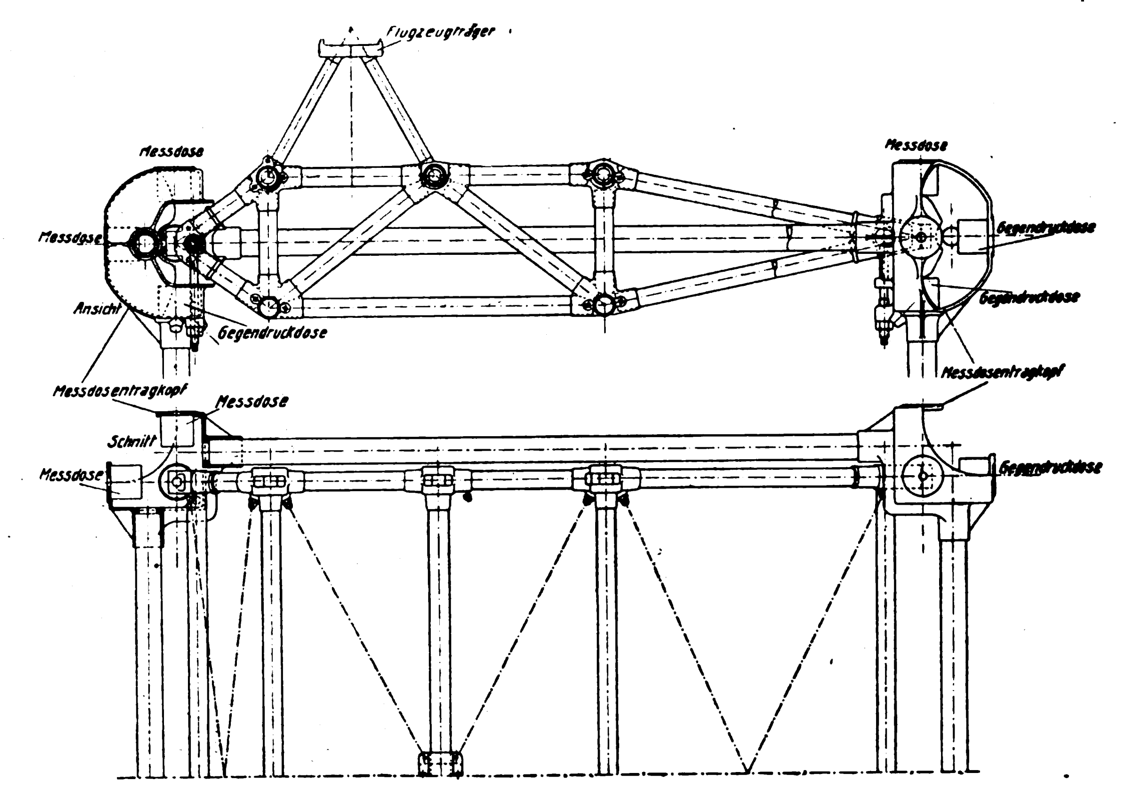


Abb. 6. Turmkopf und Schweberahmen.

kreuz, so daß man, ohne den Wagen umzuwenden, bei Fahrten in beiden Richtungen messen konnte. Auch war es dadurch ermöglicht, dem Einfluß eines Seitenwindes einigermaßen Rechnung zu tragen, indem man die Achse des Flugzeuges auf die Richtung der zu erwartenden Resultierenden zwischen Wind- und Fahrgeschwindigkeit einstellte.

Die gesamte, naturgemäß ziemlich verwickelte Meßeinrichtung hat sich in allen Teilen, soweit sie in unserer Hand lagen, bewährt. Auch die Bedenken, die vom aerodynamischen Standpunkte aus von vornherein beachtet werden mußten, waren zur Befriedigung geklärt. Durch besondere Modellversuche war schon vor dem Kriege in der Göttinger Anstalt mit einem Modell unseres Versuchszuges festgestellt worden, daß in der gewählten Stellung des Flugzeuges, etwa 10 m hoch, mit den Flügeln hinter der vorausgehenden Lokomotive, keine Störungen durch die von dieser ausgehenden Luftbewegungen von erheblichem Einfluß waren. Bei diesen Versuchen im Göttinger Windkanal war ein Modell einmal ohne und einmal mit Anwesenheit des Lokomotivzuges unter ihm gemessen worden. Aus unseren eigenen Versuchen konnten weitere Aufschlüsse hierüber allerdings nicht gewonnen werden. Aber einen sehr beruhigenden Eindruck in dieser Beziehung gewährte schon die Beobachtung des Lokomotivrauches, der bei rascher Fahrt weit unter dem Flugzeug durch das Turmgerüst hinzieht, worin allerdings noch kein Beweis dafür liegt, daß nicht die benachbarten Luftmassen doch auch beeinflußt sind.

Ernstliche Versuche sollten nach unserem Plane überhaupt erst nach Beendigung des Streckenausbaues stattfinden. Dann sollten auch erst die endgültigen Streckenkontakte angebracht und vor allem dann erst, nach den ersten Erfahrungen ein geeigneter, gut gefederter Wagen für unsere Versuche beschafft werden. Zunächst war die ganze Einrichtung nur provisorisch auf einem von der Bahnverwaltung geliehenen, besonders schweren Drehgestellwagen (Panzerplattenwagen) aufgebaut, der die wünschenswerte, sehr tiefe Schwerpunkteslage besonders recht weitgehend ermöglichte,

der sich anderseits aber wegen seiner harten Vertikalfederung und des Mangels jeder, die seitlichen Stöße und Schwingungen abfangenden Querfederung schlecht für diese Zwecke eignete. Daß die Erschütterungen dieses Wagens zusammen mit der nun im halb umgebauten Zustande besonders schlechten Strecke eine zu harte Probe für die Leistungsfähigkeit unserer Meßinstrumente sein würden, lag auf der Hand. Immerhin wurde, um die Zeit zu nutzen und Erfahrungen zu sammeln, der Kampf aufgenommen. Es ist, wie zu erwarten war, nicht gelungen, auf diese Weise brauchbare Messungsergebnisse zu erlangen. Die Schwankungen der zu messenden Kräfte machten Ausschläge, die weit über das doppelte des zu messenden Betrages hinausgingen. Die Versuche erschöpften sich in dem Bemühen, unter solchen Verhältnissen den richtigen Mittelwert durch starke Dämpfung herzustellen. Dabei haben wir eine Erfahrung gemacht, die vielleicht in ähnlichen Fällen von Nutzen sein kann. Eine Flüssigkeits-Kataraktdämpfung liefert, auch wenn sie scheinbar eine vollständige Beruhigung der Schwingungen herbeiführt, sodaß der Anschein eines Gleichgewichtszustandes besteht, doch im allgemeinen nicht den richtigen Mittelwert, wenn der Ausschlag der Schwingungen an und für sich sehr groß ist. Das lehrte folgender einfacher Versuch: Es wurde eine Meßdose dadurch belastet, daß man die Kraft einer gewöhnlichen Brückenwage auf sie wirken ließ, auf deren Platte ein Mann zunächst einmal ruhig stand, so daß die Meßdose sein Gewicht aufzeichnete, und dann Sprungbewegungen darauf ausführte, so daß diese Kraft Schwankungen um mehr als ihren vollen Wert erlitt. Die stark gedämpfte Meßdose hätte trotzdem immer ruhig das Gewicht des Mannes anzeigen sollen, tat das aber nur mit erheblichen Abweichungen. Die Ursache ist eine doppelte: Erstens müßten zu richtigem Ausgleich die Strömungsverhältnisse an allen Stellen der Flüssigkeitsleitung, an denen die Strömung gedrosselt wird, in beiden Richtungen völlig symmetrisch sein, so daß das Überströmen von der einen zur anderen Seite unter gleichem Strömungswiderstand vor sich geht, wie umgekehrt. Sonst wird auf der Seite, nach welcher der Widerstand geringer ist, höherer Druck herrschen, als auf der Gegenseite. Diese vollständige Symmetrie läßt sich durch Anwendung glatter, enger Rohre als einziges Dämpfungsorgan hinlänglich erreichen. Dagegen hat zweitens auch eine Unsymmetrie der Schwingungen selbst eine ähnliche Wirkung. Kommen von einer Seite stoßartige Impulse, die dann nur langsam zurückschwingen, so daß also in einer Richtung hohe, spitze Maxima und anderseits dagegen langgestreckte

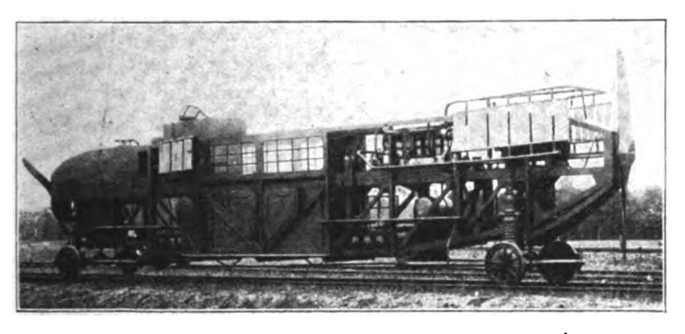


Abb. 8. Schnellwagen.

flache Minima vorhanden sind, so kann sich gleichfalls kein gleichmäßiges Hin- und Rückströmen durch die Dämpfungsstelle und somit kein richtiger Mittelwert bei dem Anzeigeinstrument einstellen. Die Schwingungsausschläge dürfen also gegenüber dem Mittelwert der zu messenden Kraft eine gewisse Größe nicht überschreiten, damit die Fehler durch unsymmetrische Dämpfung in genügend engen Grenzen bleiben. Bei unseren Versuchsfahrten war, wie sich alsbald zeigte, das hiernach zulässige Maß der Schwingungen erheblich überschritten worden. Somit war es aussichtslos, zu befriedigenden Meßungen zu gelangen, so lange nicht der Streckenausbau beendet war.

Nach dem Hindenburgprogramm kam das Amerikaprogramm. Die Hoffnung auf die Schwellenlieferung und die Fertigstellung der Strecke zerfloß immer mehr. Zwar war inzwischen mit dankenswerter Bereitwilligkeit der Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg der besondere, für diese Versuche entworfene Spezialwagen mit unseren Zwecken entsprechender Federung usw. angeliefert worden. Er ist aber, da inzwischen die schon erwähnten anderweitigen Arbeiten vorgehen mußten, gar nicht mehr zur Anwendung gekommen.

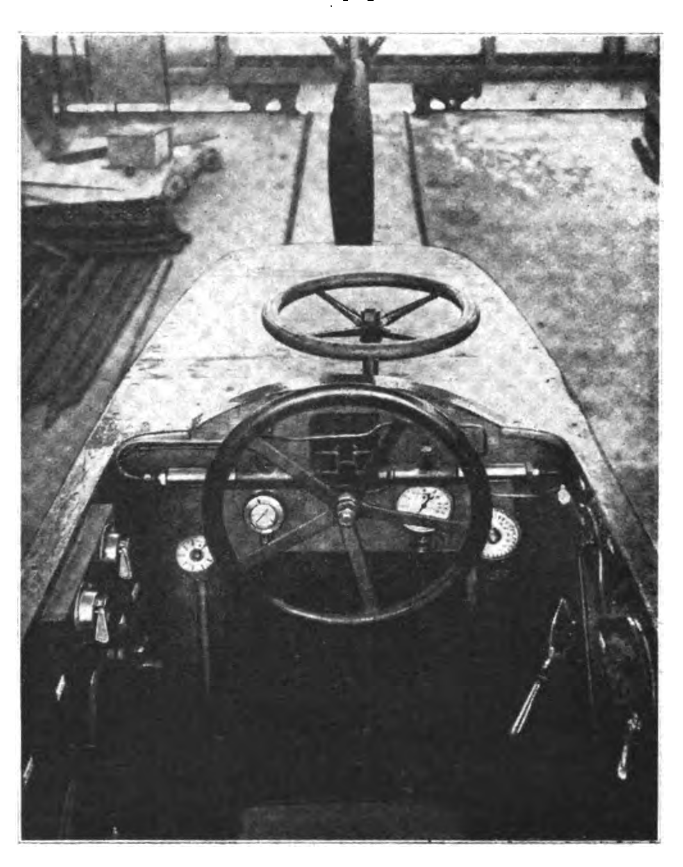


Abb. 9. Schnellwagen.

Statt dessen lenkte sich die Arbeitskraft auf die Fertigstellung des aerodynamischen »Schnellwagens«, mit dem selbst auch auf der schlechten Strecke eher brauchbare Ergebnisse zu erwarten waren, wenn auch dieses Fahrzeug nicht für die Untersuchung vollständiger Flugzeuge in Betracht kommen konnte. Das Kriegsende und die Fülle sonstiger Arbeiten haben es verhindert, auch damit bis zur Ausführung aerodynamischer Messungen zu gelangen. Der Schnellwagen ist aber in seiner völlig neuartigen Bauart und Antriebsweise so bemerkenswert und hat sich zunächst als Fahrzeug so gut bewährt, daß eine kurze Beschreibung hier am Platze ist.

Der Schnellwagen, Abb. 8 und 9, wird durch einen 240 PS Maybach-Motor mit nach hinten wirkender, durch eine verlängerte Welle unmittelbar gekuppelter Luftschraube angetrieben. Für Rückwärtsfahrt ist an dem anderen, vorderen Ende eine kleiner, von den Daimlerwerken für diesen Zweck freundlichst gestifteter Automobilmotor von 35 PS vorhanden, gleichfalls auf eine Druckschraube wirkend. Beide Motoren ruhen auf dem Obergurt des als Gitterträger ausgebildeten, schlanken Wagengerüstes, das im Innern den Raum für eine Beobachterkammer bildet und auf dessen Rücken in der Mitte die aerodynamischen Versuchskörper hier nicht mit dargestellter, aber auch schon vorhandener Vorrichtungen sind.

Der im vorderen Teil angeordnete Führersitz enthält die Bedienungsvorrichtung für beide Motoren, ferner einen von der Wagenachse angetriebenen Geschwindigkeitsmesser, sowie die beiden Handräder, welche die mechanische und die Luftdruckbremse betätigen. Außerdem ist ein Verzögerungsmesser vorgesehen, der den Führer vor übertriebenen Anziehen der Bremse warnt, um Festbremsen der Räder zu verhüten.

Der Ausbildung des Laufwerks wurde in Anbetracht der hohen Fahrgeschwindigkeiten große Sorgfalt gewidmet. Die Achsen laufen in Trag- und Druckkugellagern innerhalb geschlossener Stahlgußgehäuse; sie haben Seitenbeweglichkeit

mit Rückstellfederung (Abb. 10), nehmen dabei aber stets eine zur wahren Längsachse senkrechte Richtung ein, welche durch Lenker im Verein mit Bildachsen erzwungen wird (Gelenkparallelogramm). Die Seitenfederung bewirkt vor allem, daß die wagerechten Unregelmäßigkeiten der Schienenspur nur auf das leichte Laufwerk, nichr aber auf den Wagen als solchen einwirken. Das Laufwerk wurde so leicht als möglich gehalten, um die Masse der nicht gefederten Teile zur abgefederten Masse klein zu halten. Diese Maßnahmen im Verein mit dem großen Achsstande haben bewirkt, daß der Wagen auch bei der höchsten bisher gefahrenen Geschwindigkeit 130 km/st, im Gegensatz zu den normalen Eisenbahnfahrzeugen völlig ruhig lief, was angesichts des sehr schlecht liegenden Gleises der Versuchsstrecke beachtenswert ist.

Mit besonderer Sorgfalt ist das Laufwerk und die Federung durchkonstruiert worden. Die Räder sind besonders klein gehalten, um die nicht gefederten Massen möglichst klein zu halten. Außer der weichen Vertikalfederung ist den Laufrädern noch eine gefederte Querweglichkeit durch eine Lenkervorrichtung gegeben.

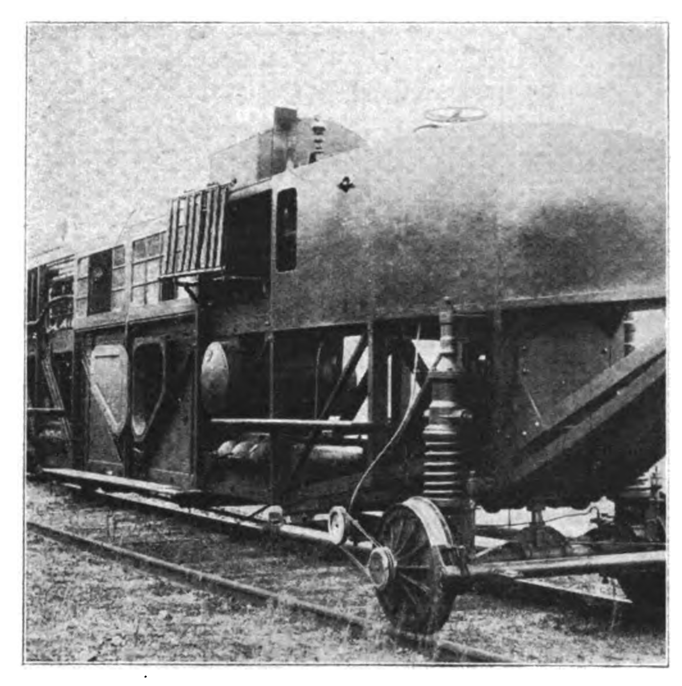


Abb. 10. Laufwerk zum Schnellwagen.

Wenn es auch, wie bemerkt, zur Ausführung von aerodynamischen Versuchen mit diesem Wagen nicht mehr gekommen ist, mag doch noch ein Blick auf den Versuchsplan geworfen werden, der uns veranlaßt hat, so großen Wert auf die Ausbildung dieses Wagens zu legen. Zunächst sollte die planmäßige Untersuchung vollständiger Flugzeugrümpfe mit allem Zubehör, einschließlich der Fahrgestelle, in Angriff genommen werden, wobei einerseits die Einflüsse der allgemeinen Formgebung auf den Luftwiderstand und anderseits die Widerstandsvermehrung durch Gliederungen, Aussparungen und Ansätze aller Art, wie z. B. Fahrgestell, Baldachin, Dämpfungs- und Steuerflächen, Sporn, Kühler, Kabelanschlüsse, Handgriffe, Stiele, Tragflächenteilstücke usw. untersucht werden sollten. Zweifellos liegen in diesen baulichen Einzelheiten, sowie in den beim Modellversuch nicht nachahmbaren Feinheiten der Oberflächenbeschaffenheit von Rümpfen, Flossen und Flügeln wesentliche Möglichkeiten technischen Fortschritts, die eingehender Untersuchung verlohnen. Die Einrichtung hierfür, eine einfache »Stirnwiderstandswage«, auf dem Rücken des Schnellwagens anzubringen, ist im wesentlichen vollständig vorhanden und wird hoffentlich noch zu fruchtbarer Arbeit dienen.

Weiter waren vor allem Luftschraubenuntersuchungen in Fahrt als Ergänzung der systematischen Lindenberger Luftschraubenuntersuchungen geplant, da Fahruntersuchungen an großen Schrauben bei praktischen Fluggeschwindigkeiten in Deutschland überhaupt noch nicht bekannt sind, mit Ausnahme der vereinzelten Versuche mittels der Meßnabe im Flugzeug. Letzteres Verfahren gibt aber überhaupt nicht die Möglichkeit, den gesetzmäßigen Verlauf des Einflusses der Geschwindigkeitsverhältnisse u. dgl. außerhalb der Grenzen des praktischen Flugzustandes zu verfolgen, wodurch erst allgemeinere Aufschlüsse zu erreichen sind. Der Schnellwagen bietet dazu weitgehendste Möglichkeit, zugleich unter voller Wahrung wirklichkeitstreuer Verhältnisse: Die Luftschraube kann mit dem zugehörigen Flugzeugrumpf und durch den eigenen Flugzeugmotor angetrieben, auf dem Schnellwagen untersucht werden, und zwar bei beliebigen Fahrgeschwindigkeiten vom Stand bis zu den höchsten, mit Rücksicht auf die Fahrsicherheit erreichbaren Geschwindigkeiten, die bei gleichzeitiger Wirkung des 240 PS Maybach-Motors auf dem Wagen und des jeweils zu untersuchenden Flugzeugmotors und bei der bisher beobachteten Fahrtsicherheit des Schnellwagens voraussichtlich bis erheblich über die größten praktischen Fluggeschwindigkeiten getrieben werden können. Man wird also in vielen Fällen bis zu dem Punkte gehen können, in dem die Schraubenzugkraft zu Null oder negativ wird, und jedenfalls den Verlauf der Abnahme der Schraubenzugkraft mit der Fahrgeschwindigkeit klar feststellen können. Vergleichsversuche mit schmalblättrigen, breitblättrigen, verschieden gewölbten Schrauben und mit verschiedener Flügelzahl werden dann im Anschluß an die Lindenberger Versuche einen vollständigen Überblick über das noch immer in weiten Teilen ungeklärte Luftschraubenproblem ergeben.

Weitere Aufgaben bieten dann die Sonderanordnung der Luftschrauben: Zwei hintereinander arbeitende Schrauben und deren gegenseitiger Einfluß; der Einfluß eines festen Schutzringes im Schraubenumfang, wie er für manche Verwendungszwecke praktisch in Frage kommt und ähnliches. Besonders wichtig ist dabei die Klärung der Rückwirkung des Schraubenstrahles auf den Flugzeugrumpf bzw. des Verlustes durch Schraubensog. Die Messung erfolgt hierbei durch zwei Versuchsfahrten: Bei der ersten Fahrt werden gleichzeitig Meßnabenschub (Schub der Schraube allein) und Schub an der Widerstandswage (einschließlich der Kräfte am Rumpf), bei der zweiten Fahrt wird bei stillstehendem Flugzeugmotor der Stirnwiderstand des Rumpfes allein gemessen. Der Unterschied ergibt den Schraubensog. Ähnlich ist bei Umlaufmotoren das schädliche Drehmoment und der Stirnwiderstand zu bestimmen.

Endlich bietet der Schnellwagen eine wichtige Möglichkeit zur Original-Geschwindigkeitseichung von Meßinstrumenten, wobei allerdings vollständige Windstille Voraussetzung ist, womit dann aber gewisse grundlegende Klärungen möglich sind, die weder der Windkanal noch der Rundlaufapparat liefern kann.

Das Bedenken gegen die Luftschraubenuntersuchungen auf dem Schnellwagen, daß die zu untersuchende Luftschraube durch die Hauptantriebsschraube des Schnellwagens beeinflußt würde, ist, wie noch nebenbei bemerkt sei, deshalb nicht stichhaltig, weil, abgesehen von der weiten räumlichen Trennung beider Schrauben, deren Strahlen sich überhaupt nicht überschneiden, die Messungen erst nach Erreichung der Höchstgeschwindigkeit und Ausschaltung des Antriebsmotors durchgeführt werden.

Ich möchte schließlich noch über die praktischen Verhältnisse des Propellerantriebes von Eisenbahnfahrzeugen vom Standpunkte der Verkehrsbedürfnisse und Möglichkeiten aus ein Wort sagen. Der Gedanke, unseren gegenwärtigen Verkehrsnöten durch rasche Herstellung von Triebwagen mit Hilfe der massenhaft aus den Heeresbeständen vorhandenen Flugzeugmotoren und Luftschrauben eine wirksame Abhilfe zu schaffen, ist in der ersten Revolutionszeit durch Herrn Dr.-Ing. Steinitz mit rascher Tatkraft angefaßt worden und hat in der Öffentlichkeit lebhaftes Interesse erweckt. Sein Versuchswagen bestand aus einem gewöhnlichen Güterwagen, auf den an beiden Enden mittels je eines Motorprüfbockes aus Adlershof ein Flugzeugmotor aufgebaut war. Der Zwischenraum war zu einem einfachen Wagenkasten für Fahrgäste ausgebaut. Die Eisenbahnbehörde hat aber nach eingehender Prüfung von der praktischen Anwendung dieses Vorsohlages abgesehen, weil die Leistungsfähigkeit dieses Verkehrsmittels doch nur sehr beschränkt ist und große Schwierigkeiten und Nachteile in Kauf genommen werden müssen. Ausschlaggebend waren

dabei weniger die unangenehmen Begleiterscheinungen des Motorenlärms und des Propellerwindes, dem nicht nur manches Kleid und mancher Hut auf den Bahnhöfen zum Opfer gefallen wäre, sondern der auch die nicht elektrischen Weichenlaternen ausblies, und selbst auch nicht die für Eisenbahnerbegriffe fragwürdige Betriebssicherheit der Flugzeugmotoren, die sicher manches Mal versagt hätten, wenn ein ungeduldiges Publikum im vollgepferchten Wagen stürmisch die Abfahrt verlangte, selbst ferner auch nicht das Bedenken des Mangels der ohnehin so knappen Betriebsstoffe für solche Motoren, sondern entscheidend war die Erkenntnis, daß es mit dem Luftschraubenantrieb nicht möglich ist, hinreichend beträchtliche Lasten zu befördern, die dem Verkehrsbedürfnis gegenüber überhaupt ins Gewicht fallen. Die praktisch erzielbare Zugkraft ist nämlich so gering, daß man mit Sicherheit auf Steigungen und gegen Wind nur eine, höchstens zwei vollbelastete Wagen jetziger Bauart in einem Zuge befördern kann. Solch ein Zug blockiert dann die Strecke ebenso lange, wie ein langer Personen- oder Güterzug. Dichtere Zugfolge ist aus Sicherheitsgründen nicht möglich. Die Leistungsfähigkeit der ganzen Strecke ist also mit Luftschraubentriebwagen der bisherigen, rasch zu schaffenden Art so beschränkt, daß keine wirksame Entlastung des gewöhnlichen Lokomotivverkehrs dadurch zu erzielen ist.

Daß der Leistungsfähigkeit des Luftschraubenantriebes enge Grenzen gezogen sind, ergibt sich aus ihrer Wirkungsweise und braucht hier nicht näher erörtert zu werden. Aus dem von mir schon 1911 in den Lindenberger Luftschraubenuntersuchungen veröffentlichten Diagrammen der höchstmöglichen Schubkraft einer verlustlos arbeitenden Luftschraube am Stand[1]) ist abzulesen, daß man bei dem Schraubendurchmesser von 3 m, über den man wegen des Bahnprofiles nicht erheblich hinausgehen kann, bei einer Antriebsleistung von 240 PS etwas über 800 kg Schraubenzug erhält. Praktisch kommt man dieser theoretischen Wirkung höchstens auf 80 bis 90 vH nahe. Durch mehrere, im gleichen Strahlquerschnitt hintereinander laufende Luftschrauben ist keine wesentliche Steigerung zu erreichen. Somit ist durch das einfache physikalische Prinzip der Luftschraubenwirkung eine enge Grenze der möglichen Anzugskraft gezogen, über die man nicht hinauskommt. Dabei ist noch Voraussetzung, daß der abfließende Luftstrahl keinen wesentlichen Widerstand an mitfahrenden Teilen findet. Ein Zug von Luftschraubentriebwagen, von denen jeder den nachfolgenden anbläst, ist also aussichtslos, schon weil die gesamte Zugkraft nicht ausreicht, den Zug aus dem Stillstand in Bewegung zu bringen. Das Schaubild, Abb. 11, das ich den eingehenden Berechnungen entnehme, die Herr Geissen über diese Frage angestellt hat, ergibt einen näheren Einblick in die Verhältnisse der Fahrt. In dem unteren Kurvenbündel sind die theoretisch berechenbaren Wirkungsgrade η der »verlustlosen« Schraube dargestellt, welche man sich so denkt, daß sie die gesamte erfaßte Luftmenge in einem gleichförmigen, wirbel- und drehungsfreien Strahl mit überall gleichen Geschwindigkeiten nach hinten wirft, was natürlich nicht vollständig zu verwirklichen ist. In Wirklichkeit sind im besten Falle erfahrungsgemäß nur 80 bis 90 vH des theoretischen Wirkungsgrades zu erreichen. Wie man sieht, steigt der theoretische Wirkungsgrad mit zunehmender Geschwindigkeit von der Größe Null bei stillstehendem Wagen um so schneller an, je geringer die Flächenleistung ist, d. h. die auf den Quadratmeter der Schraubenkreisfläche wirkende Zahl von Pferdestärken. Bei den im Eisenbahnbetriebe heute äußerst in Betracht kommenden Fahrgeschwindigkeiten von 20 bis 30 ms würde man, wie Kurve I zeigt, schon recht hohe Wirkungsgrade erreichen, wenn man die Schraube so groß machen könnte, daß nur 2 PS auf den Quadratmeter kämen. Praktisch müssen aber, da man an den Schraubendurchmesser von 3 m gebunden ist, viel höhere Flächenleistungen angewandt werden, um die nötige Zugkraft zu erreichen. Die Kurve III mit 36,8 PS/qm stellt etwa die obere Grenze der praktisch in Betracht kommenden Flächenleistung dar. Dieses Maß ergibt sich nämlich, wenn man einen Motor mit 260 PS auf eine Schraube von 3 m Durchmesser wirken läßt. Bei 30 ms Fahrgeschwindigkeit beträgt dann der theoretische Wirkungsgrad 80 vH, der wirkliche wird also etwa 70 vH erreichen können, wenn die gewählte Schraube den Verhältnissen möglichst gut angepaßt ist. Das zweite Kurvenbündel zeigt nun die im Idealfall höchstens erreichbaren Schubkräfte S, wenn ein Antriebsmotor von 260 PS zur Verfügung steht, und zwar bei verschieden großem Schraubendurchmesser. Man erkennt aus Kurve I, daß auch bei niedrigen Geschwindigkeiten sehr hohe Antriebskräfte erzielbar wären, wenn man mit dem Schraubendurchmesser so hoch gehen könnte, wie es der Flächenleistung von 2 PS/qm entspricht, daß aber bei dem praktisch nur zulässigen Durchmesser von 3 m nicht ganz 900 kg Schubkraft im Idealfall; praktisch also nur gegen 700 bis 800 kg zu erreichen sind. Diese, im Vergleich zu Dampflokomotiven äußerst niedrigen Zugkräfte beim Stillstand sind das größte Hindernis für die Anwendung des Luftschraubenantriebes im Eisenbahnverkehr. Denn gerade, um aus dem Stillstand

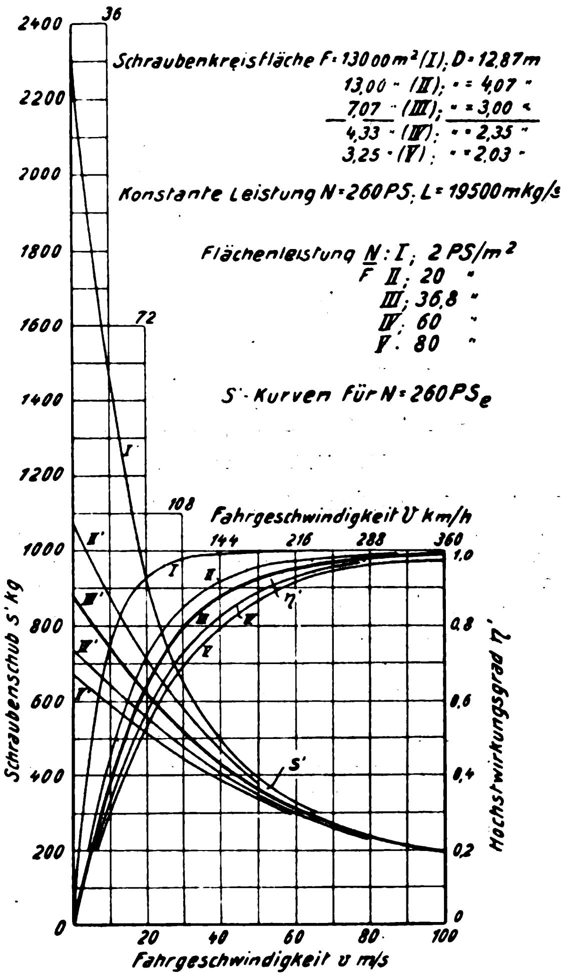


Abb. 11. Höchstmöglicher Wirkungsgrad und Schraubenschub bei gegebener Antriebsleistung, abhängig von der Fahrgeschwindigkeit.

einen Zug in Bewegung zu setzen, sind bekanntermaßen die größten Kräfte nötig, weil die erheblich großen Widerstände der ruhenden Reibung in den Achslagern aller Räder und der Spurkränze auf den Schienen zu überwinden sind. An einen Betrieb mit vielachsigen Personenzügen, geschweige denn Güterzügen ist auf diese Weise gar nicht zu denken. Eine ernstliche Abhilfe in den heutigen Verkehrsnöten kann also dieser Gedanke leider nicht bieten.

Dagegen verlohnt es sich doch noch, dem Gedanken in der Richtung etwas weiter nachzugehen, ob sich nicht mit besonders gebautem, leichten Triebwagen dieser Art die Möglichkeit eines billigen Personenschnellverkehrs eröffnet. Denn die nach unseren Erfahrungen leicht und sicher erreichbaren Geschwindigkeiten bis an das Doppelte der heutigen Schnellzugsgeschwindigkeiten werden hier mit außerordentlich viel einfacheren Mitteln hervorgebracht, als bei dem elektrischen Antrieb, der hierfür sonst allein nur noch in Betracht käme. Wie man aus den Schnellbahnversuchen der AEG und der Siemens-Schuckert-Werke weiß, bei denen im Jahre 1903 allerdings über 200 km Stundengeschwindigkeit erreicht wurden, ist die hierfür erforderliche Streckenausrüstung und die Kost-

[1]) ZFM 1912 S. 131.

spieligkeit der Fahrzeuge derartig, daß man von weiteren Arbeiten in dieser Richtung Abstand genommen hat. Ein weiteres, sehr in Betracht kommendes Hindernis freilich bildet auch hier die Schwierigkeit der Einfügung eines solchen Schnellverkehrs in den Fahrplan des gewöhnlichen Bahnbetriebes. Je höher die Geschwindigkeit, desto länger blockiert ein Zug die Strecke. Die Einfügung solcher Überschnellzüge vermindert also die Leistungsfähigkeit der Strecke. Indessen dürfen wir doch von der Zukunft eine allgemeine Erhöhung der Geschwindigkeit erwarten. Die Einführung der durchgehenden Luftbremse auf den Güterzügen soll es bekanntlich ermöglichen, die Güterzüge durchweg viel schneller als bisher fahren zu lassen. Das wird vielleicht auch die Möglichkeit geben, das gesamte Geschwindigkeitsbereich des Bahnverkehrs um eine Stufe höher zu rücken und einzelne Überschnellzüge auf sonst nicht zu stark belasteten Strecken einzulegen, wenn dafür Fahrzeuge zur Verfügung stehen, die keine besonderen Ansprüche an die Streckenausrüstung stellen. Im Hinblick auf diese Entwicklungsmöglichkeiten scheint es wichtig, darauf hinzuweisen, daß hier in erster Linie der Luftschraubenantrieb in Betracht kommen wird, um zwischen wichtigen Verkehrszentren eine Verbindung für Personenverkehr herzustellen, die an Schnelligkeit dem Luftverkehr völlig gleich kommt und ihn an Pünktlichkeit und Zuverlässigkeit zweifellos übertreffen würde, weil er von Wind und Wetter, Nebel, Wolken und Tageslicht ganz unabhängig ist.

(Schluß folgt.)

Wirtschaftlichkeit ausgeführter Verkehrsflugzeuge.

Von H. Herrmann.

Im folgenden sind aus dem »Flugarchiv« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller solche Flugzeuge zusammengestellt, über die genügende Angaben vorliegen. Weitere Zahlen und Flugzeuge sind einer Tabelle aus der »Schweizer Luftfahrt« (La Suisse Aérienne), Bd. 2, Mai 1920, S. 140/141 entnommen. Um die Güte der Bauart zu beurteilen, sind Nutzlast und Ladung in Teilen des Gesamtgewichts angegeben. Unter der Ladung ist hier die Nutzlast abzüglich des Gewichtes von Führer, gegebenenfalls auch Orter usw., sowie der Betriebsstoffe für 500 km Flugstrecke zu verstehen. Dies entspricht ungefähr der Luftlinie Berlin—München oder Berlin—Aachen oder Berlin—Königsberg. Ferner ist der Brennstoffverbrauch in Kilogramm für die Beförderung von 1 t Nutzlast über 1 km Flugstrecke angegeben. Das gleiche ist auch für 1 t Ladung berechnet. Weiter ist der Benzinbeharf zum Befördern eines Reisenden über 1 km angeführt. Alles bei vollbelastetem Flugzeug! Bei Sport-, Turen-, Schul-, Renn- usw. Flugzeugen ist die Strecke in Kilometer angegeben, die mit 1 l Benzin durchflogen wird.

Der Rechnung ist ein mittlerer Einheitsverbrauch von 230 g/PSh Benzin und 17,7 g/PSh Öl für Standmotoren, bzw. von 300 g/PSh Benzin und 30 g/PSh Öl für Umlaufmotoren, aller Art und Kleinmotoren unter 50 PS zugrunde gelegt. In Wirklichkeit verbrauchen z. B.: BMW etwa 200, Benz etwa 225, Mercedes 230, Rolls-Royce 240, Beardmore 265, Hispano 270 und Clerget 290 g/PSh. Mit diesen Ergebnissen dürfen keine Rentabilitätsrechnungen gemacht werden, denn der Sparflug kann mangels ausreichenden Erfahrungszahlen noch nicht rechnungsmäßig erfaßt werden. Auch ist zu bedenken, daß jeder Motor je nachdem, wann er zuletzt überholt ist, und je nach der Steigung der Luftschraube verschieden viel Benzin verbraucht. An Hand der Zahlentafeln kann also nur die Güte der Bauart vom wirtschaftlichen Standpunkt aus beurteilt werden.

Es sei noch darauf hingewiesen, daß das Ausland vielfach die Spitzenleistung des Motors angibt und die Leistungsbelastung, das Einheitsgewicht und den Einheitsverbrauch darauf bezieht. Zum Beispiel leistet[1]) ein 400 PS-Liberty auf der Bremse nur 320 PS; der deutsche 200 PS-Benz aber leistet auf der Bremse normal 225, vorübergehend als Spitzenleistung sogar 275 PS.

Zum Vergleich mit dem Kraftfahrzeug mögen folgende Zahlen dienen: ein 3 t-Lastwagen hat auf ebener Strecke einen Ladungsstreckenverbrauch von 0,0083 bis 0,015 kg/tkm Benzol; der 1400 PS-Handley Page V/1500 4,5 kg/tkm. Ein Personenwagen für vier Fahrgäste mit 10 Steuerpferdekräften verbraucht je Person und Kilometer bei vollbesetzten Wagen in der Ebene 0,030 kg, einer mit 16 Steuerpferdekräften 0,040 kg Benzol, der 185 PS-Junkerseindecker aber 0,042, der 160 PS-Avro 547, 0,068 und der 1400 PS-Handley Page V/1500 0,065 kg/Personen-km Benzin. Mit einem Motorrad kommt man mit 1 l Benzol auf ebener Straße 25 km weit, Sportflugzeuge unter 50 PS fliegen mit 1 l Benzin etwa 8 km weit. Der 20 PS-Sablatnig Sporteindecker erreicht 13,2 km 100pferdige und stärkere Sportflugzeuge überqueren durchschnittlich 3 km mit dieser Brennstoffmenge. Man kann damit rechnen, daß das Flugzeug gegenüber dem Auto 20 vH durch Fehlen von Umwegen an Wegstrecke spart.

[1]) O. Schwager, Illustrierte Flugwelt, 23. Juni 1920, S. 357.

I. Verkehrsflugzeuge mit mehreren Motoren.

Flugzeugfirma	Motorzahl	Motorleistung PS	Motorbauart	Bauart	Führer	Reisende	Spannweite m	Länge m	Gewicht t	Nutzlast vH	Ladung vH	Flächenbel. kg/m²	Leistungsbel. kg/PS	Geschwindigkeit km/h	Laststrecken-benzinverbrauch kg	Laststrecken-ölverbrauch kg	Ladungsstrecken-benzinverbrauch kg	Ladungsstrecken-ölverbrauch kg	Benzinbedarf pro Reisender und km kg	Flug-archiv-bericht	Luftfahrt-Rundschau Seite
Blackburn-Wasser-flugzeug	2	250	R.-R. Falcon	D	1	7	22,8	14,0	3,90	32	19	47,7	7,80	157	0,59	0,049	0,97	0,081	0,105	0204	—
Blackburn-Kanguruh	2	250	R.-R. Falcon	D	1	7	22,8	14,0	3,86	32	19	47,7	7,80	150	0,59	0,049	0,97	0,081	0,105	0204	—
Boulton & Paul	2	450	Napier	D	1	7	18,1	—	3,58	35	20	50,3	4,00	258	0,70	0,058	1,22	0,100	0,124	2609	197
Bristol Pullmann	4	400	Liberty	Dr	2	14	24,9	—	8,00	38	24	45,8	5,00	200	0,61	0,051	0,98	0,082	0,130	0908	—
Handley Page V/1500	4	350	R.-R. Eagle	D	2	30	38,5	19,5	12,7	43	34	—	9,00	166	0,35	0,029	0,45	0,038	0,065	1904	149
Handley Page V/400	2	350	R.-R. Eagle	D	2	10	30,5	19,0	6,35	42	31	—	9,07	153	0,40	0,033	0,54	0,045	0,115	1904	—
Nieuport London LC2	2	300	ABC Dragsafly	Dr	2	12	18,5	12,1	3,89	49	21	38,1	6,48	160	0,56	0,047	1,04	0,087	0,072	—	—
Vickers Vimy	2	350	R.-R. Eagle	D	2	10	20,4	13,0	5,29	38	25	42,8	7,57	168	0,48	0,040	0,72	0,060	0,096	0604	—
Blériot Mammouth	4	300	Hispano	D	2	26	27,0	15,4	—	—	—	—	—	150	—	—	—	—	0,072	0908	—
Curtiss Eagle	2	400	Liberty	D	2	8	19,4	10,8	4,04	50	33	—	5,00	200	0,46	0,038	0,69	0,058	0,115	1910	116
Aéronavale Flugboot	2 1	150 250	Hispano Salmson	D	1	4	23,0	13,7	4,30	34	19	—	7,81	144	0,60	0,050	1,09	0,091	0,219	2103	164
Farman Goliath	2	250	Salmson	D	2	2	28,0	14,3	4,52	50	36	26,8	8,06	150	0,37	0,031	0,50	0,042	0,069	0908	—
L. W. F. Güter-flugzeug	3	400	Liberty	D	4	—	32,0	16,7	9,00	38	24	45,0	7,50	160	0,51	0,043	0,80	0,067	—	1809	148
Orenco	2	300	Hispano	D	2	10	17,0	10,1	2,70	41	22	44,0	4,50	210	0,59	0,049	1,09	0,091	0,066	1009	—
Dornier-Flugboot	2	260	Maybach	E	1	8	21,0	15,3	4,30	33	23	54,4	8,27	180	0,47	0,039	0,66	0,055	0,083	1807	—
Cautron C 25	3	250	Salmson	D	2	10	25,0	19,0	5,50	38	24	35,5	7,33	165	0,50	0,042	0,78	0,065	0,065	1011	61
Curtiss Eagle	3	150	Curtiss	D	2	8	18,7	—	3,40	31	15	47,9	7,56	157	0,65	0,054	1,27	0,106	0,082	0401 2006	—

II. Verkehrsflugzeuge mit einem Motor.

Flugzeugfirma	Motorzahl	Motorleistung	Motorbauart	Bauart	Führer	Reisende	Spannweite	Länge	Gewicht	Nutzlast	Ladung	Flächenbel.	Leistungsbel.	Geschwindigkeit	Laststreckenbenzinverbrauch	Laststreckenölverbrauch	Ladungsstreckenbenzinverbrauch	Ladungsstreckenölverbrauch	Benzinbedarf pro Reisender und km	Flugarchivbericht	Luftfahrt-Rundschau
		PS					m	m	t	vH	vH	gk/m²	kg/PS	km/h	kg	kg	kg	kg	kg		Seite
Airco 18	1	450	Napier	D	1	8	15,4	12,0	2,74	36	14	45,9	6,10	185	0,74	0,062	1,50	0,125	0,70	1908	149
Blackbird	1	350	R.-R. Eagle	D	1	–	16,0	11,5	2,43	42	25	36,8	6,93	150	0,64	0,053	1,08	0,090	—	—	—
Sopwith Wallaby .	1	375	R.-R. Eagle	D	1	5	14,2	9,6	2,76	38	26	28,4	9,00	175	0,49	0,041	0,61	0,051	0,100	2509	197
Westland Limusine .	1	275	R.-R. Falcon	D	1	3	11,7	8,7	1,62	32	16	40,0	6,42	185	0,66	0,055	0,95	0,079	0,068	—	—
Dayton Wright K1 .	1	420	Liberty	D	1	—	13,0	14,0	1,90	21	4	46,5	4,50	195	1,15	0,096	6,10	0,051	—	1910	—
» » OW	1	180	Hispano	D	1	3	9,1	8,7	1,13	40	20	27,7	6,30	155	0,59	0,049	1,15	0,096	0,089	1910	—
Aeromarine Flugboot	1	150	Aeromari4e	D	1	2	14,8	—	1,48	26	10	26,6	9,38	114	0,79	0,066	2,10	0,175	0,150	1405	93
Avro 547	1	160	Beardmore	D	1	4	11,3	9,1	1,36	—	—	30,0	8,50	150	—	—	—	—	0,068	1811	148
Breguet	1	460	Renold	D	1	7	17,4	10,1	2,70	41	26	37,7	6,00	170	0,55	0,046	0,85	0,071	0,087	—	—
Fiat	1	700	Fiat	D`	2	10	18,2	11,7	5,00	36	25	—	7,14	217	0,41	0,034	0,59	0,049	0,074	2416	197
»	1	700	Fiat	D	1	4	—	—	—	—	—	—	—	261	—	—	—	—	0,150	2507	197
Fokker IV	1	185	B. M. W.	E	1	4	16,1	—	1,90	26	14	45,3	10,26	150	0,57	0,047	1,07	0,090	0,071	1905	—
Junkers	1	185	B. M. W.	E	2	6	14,8	9,5	1,79	40	24	47,1	9,70	170	0,35	0,029	0,58	0,048	0,042	0503	—
L. V. G. P 2	1	220	Benz	D	1	2	13,0	7,45	1,42	34	17	41,7	6,46	160	0,66	0,055	1,34	0,112	0,160	0709	—
Rumpler	1	160	Mercedes	D	1	2	—	—	1,30	38	24	36,5	8,12	150	0,49	0,041	0,79	0,066	0,120	2607	—
Sablatnig P 3 . . .	1	220	Benz	E	2	6	—	—	—	1 t	—	—	—	150	0,34	0,028	0,51	0,042	0,056	1205	166
L. F. G. V. 3 c Flug-						—															
boot	1	185	Benz	E	1	3	—	—	1,47	34	—	—	7,95	150	0,52	0,040	0,94	0,073	0,142	2009	—

III. Sportflugzeuge mit einem Motor unter 50 PS.

Flugzeug-Firma	Motorleistung	Motorbauart	Bauart	Spannweite	Länge	Vollgewicht	Nutzlastanteil	Flächenbelast.	Leistungsbel.	Geschwindigkeit	Flugweite mit 1 l Benzin	Flugarchivbericht	Luftfahrt-Rundschau
	PS			m	m	t	vH	kg/m²	kg/PS	km/h	km		Seite
Sablatnig	20	Rh. Aerowerke	E	—	—	—	—	—	—	110	13,2	2916	—
Farman Moustique . . .	20	A. B. C. . . .	E	3,3	—	220	55	26	11,0	103	12,4	1113	181
Marcay »Passepartout« .	20	» » » . . .	D	5,0	3,8	—	—	—	—	103	12,4	2312	181
P. V. 8. Kitten	30	» » » . . .	D	6,0	4,6	284	43	29	9,5	140	11,2	2212	181
Fokker	30	Anzani	E	6,0	4,0	—	—	—	—	113	9,0	2720	181
Cootie	30	Marble	E	6,1	4,9	268	34	34	8,9	105	8,4	2212	181
Maryland Bellanca . . .	35	Anzani	D	7,9	5,3	350	49	—	10,0	130	8,9	2212	181
W. K. F. V. Kleinflugzeug	35	Green	D	5,4	4,4	340	51	—	9,2	123	8,5	2312	181
Avro 534	35	»	D	7,6	5,3	382	—	23	10,9	107	7,3	1115	181
Ricci R-6	35	Anzani	Dr	3,5	3,7	300	50	28	8,5	103	7,1	1115	77
Caproni Pensuti	35	»	Dr	4,0	3,8	230	—	—	6,6	95	6,5	3212	77
Dayton Wright Messenger	37	De Palma . .	D	5,8	5,3	425	49	28	8,8	130	8,4	2212	181
Martin K 3	40	A. B. C. Gnat .	D	8,5	5,8	—	—	—	—	122	7,3	2212	181
Ace	40	Ace	D	5,9	4,9	375	27	—	9,4	90	5,4	2212	181
Austin Whippet	45	Anzani	D	6,4	4,8	330	31	27	7,3	137	7,3	2212	181
Spad H 30	45	»	D	7,0	5,9	400	—	—	8,4	132	7,0	2218	181
Henry Potez	50	Henry Potez .	D	—	—	420	—	21	8,4	140	6,7	1908	149
Paalson	50	Thulin	D	7,9	5,7	490	35	—	9,8	123	5,9	2212	181

IV. Sport-, Schul-, Turen- usw. Flugzeuge mit Motoren über 50 PS.

Flugzeugfirma	Motorleistung	Motorbauart	Bauart	Plätze	Spannwette	Länge	Gewicht	Nutzlast	Flächenbelast.	Leistungsbelast.	Geschwindigkeit	Flugweite mit 1 l Benzin	Flugdauer	Flugarchivbericht	Luftfahrt-Rundschau
	PS				m	m	t	vH	kg/m²	kg/PS	km/h	km	h		Seite
Farman	60	Le Rhone . . .	D	2	7,1	6,1	0,40	50	20,6	6,70	140	5,6	—	2506	197
Butterfly (L. F. W.) . .	70	Cato	D	1	9,1	—	0,42	40	—	6,00	110	3,8	2	2007	→
Sopwith Doire	80	Le Rhone . . .	D	2	7,6	5,8	0,65	39	29,7	8,12	160	4,7	$3^3/_4$	0404	—
Centaur 4	80	Renault	D	2	10,4	7,5	0,64	50	20,7	7,93	128	5,4	3	2112	164
Stinson »Grauer Hund« .	90	Curtiss	D	2	9,2	6,7	0,65	34	22,1	7,20	155	5,5	$3^1/_4$	2409	197
Nieuport L. S. 1	100	Cosmo Lucifer .	D	2	7,9	5,5	0,57	43	27,7	5,67	144	4,5	2	—	—
Caudron G 3	100	Gnome	D	2	13,4	6,4	0,71	41	—	6,50	112	2,7	—	1011	93
Centaur 5	100	Anzani	D	5	11,1	8,1	0,82	46	22,8	8,16	128	3,1	3	2112	164
Orenco-Schulflugzeug . .	105	Duesenberg . . .	D	2	13,4	10,3	0,98	32	24,0	9,00	113	3,4	$4^1/_4$	1911	—
Avro 504 M	110	Le Rhone . . .	D	3	11,0	8,8	0,90	38	29,2	8,13	157	3,4	2	—	—
Sopwith Gnu	110	» » . . .	D	3	11,8	7,8	0,98	39	29,9	8,90	149	3,3	$2^1/_4$	0404	—
L. V. G. B. III.	120	Mercedes	D	2	12,5	7,9	1,02	39	31,6	8,50	105	2,8	4	—	—
Airco 20	150	A. B. C. Wasp .	D·	2	10,1	8,1	0,90	33	28,6	6,00	168	3,6	4	1906	149
Avro 536	150	Bentley	D	5	11,2	9,0	1,11	46	33,4	7,40	152	3,2	2	—	—
Orenco-Turenflugzeug . .	150	Hispano Suiza .	D	4	17,0	13,8	1,11	39	35,0	7,40	150	3,2	3	1911	214
Orenco-Sportflugboot . .	150	» » .	D	4	11,5	8,5	1,14	39	39,0	7,60	110	2,3	$1^1/_2$	1911	—
Caudron C 33 (Flugboot) .	—	Grome	D	4	15,5	9,4	1,39	36	—	8,70	130	1,9	6	1011	93
B. A. T. F 24	170	A. B. C. Wasp I .	D	2	7,6	6,9	0,61	30	25,4	3,58	137	2,6	—	0504	61
» » » F 27	200	» » » » II	D	2	7,9	6,3	0,87	27	36,0	3,35	206	3,3	—	0504	61
Sopwith Gnu	200	Bentley	D	3	11,8	9,6	1,09	44	33,2	5,45	177	2,1	$2^1/_4$	0404	—
Bristol Coupe	250	R.-R. Falcon . .	D	2	12,0	—	1,27	38	33,8	5,08	200	2,6	$4^1/_2$	2207	—
Martinsyde F 4	300	Hispano Suiza .	D	2	10,0	7,8	1,05	36	34,2	3,18	233	2,5	2	—	—
» F 6	300	» » .	D	2	10,0	7,5	1,03	42	35,2	3,40	227	2,4	4	—	—
B. A. T. F 25	320	A. B. C. Dragonfly	D	1	7,7	6,2	0,02	18	46,6	2,87	247	2,5	—	0504	61

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

VI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung

vom 13.—16. Oktober 1920

in der Technischen Hochschule Charlottenburg und im Flugverbandhaus Berlin W. 35

ZEITEINTEILUNG

(Änderungen vorbehalten.)

Mittwoch, den 13. Oktober:

Nachmittags 3 Uhr: Sitzung des Gesamtvorstandes im Bibliothekszimmer des Aero-Klubs, Blumeshof 17 I, Ecke Schöneberger Ufer.

Nachmittags 7½ Uhr: Begrüßungsabend der Teilnehmer an der ordentlichen Mitglieder-Versammlung in den Räumen des Aero-Klubs, Blumeshof 17 I, Ecke Schöneberger Ufer.

Donnerstag, den 14. Oktober:

Vormittags 9 Uhr: Erste Sitzung in der Aula der Technischen Hochschule Charlottenburg, Berlinerstr. 171/172.

I. Begrüßung der Mitglieder durch den 1. Vorsitzenden.

II. Vorträge.[1]

Gemeinsames Frühstück in der Technischen Hochschule Charlottenburg.

III. Vorträge.

Nachmittags 7 Uhr: Gemeinsames Abendessen im großen Saal des Flugverbandhauses, Blumeshof 17II, Ecke Schöneberger Ufer.

Freitag, den 15. Oktober:

Vormittags 9 Uhr: Zweite Sitzung in der Aula der Technischen Hochschule Charlottenburg, Berlinerstr. 171/172.

I. Geschäftliches: (Vorbehaltlich etwaiger Zusätze.)

a) Bericht des Vorstandes (Geschäftsbericht, Rechnungslegung usw.).

b) Entlastung des Gesamt- sowie des geschäftsführenden Vorstandes.

c) Satzungsänderung.

d) Neuwahl von ⅓ der Vorstandsmitglieder oder vollständige Neuwahl, wenn die Satzungsänderungen dies erforderlich machen sollten.

e) Wahl der Rechnungsprüfer.

f) Wahl des Ortes für die Ordentliche Mitglieder-Versammlung 1921.

II. Vorträge.

Gemeinsames Frühstück in der Technischen Hochschule Charlottenburg.

Für den Nachmittag des *15. Oktober* und für den Vormittag des *16. Oktober* sind dann noch folgende Besichtigungen vorgemerkt:

1. Gesellschaft für drahtlose Telegraphie.
2. Zeppelin-Werke G. m. b. H., Staaken bei Spandau.
3. Union-Film-A.-G. Tempelhof.

[1] Die Titel der Vorträge werden noch bekannt gegeben.

Das 1. Beiheft (Jahrbuch der W.G.L.) ist erschienen und wird sämtlichen Mitgliedern zugesandt werden. Da unsere Kasse durch die sich belaufenden Unkosten außerordentlich in Anspruch genommen wird, würden wir es sehr begrüßen, wenn uns **freiwillig** der ungefähre **Selbstkostenbetrag von M. 15.—** für das Exemplar zurückerstattet werden würde. Einzahlungen können auf unser Postscheckkonto Berlin 22844 durch Zahlkarte erfolgen.

Der Geschäftsführer: Krupp.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Wettbewerbe.

Der **Wettbewerb der S. T. Aé.** Als Grenz-Zeitpunkt für die Vorführung der Flugzeuge ist augenblicklich der 31. 12. 1920 festgesetzt worden. Zur Beteiligung sind bisher angemeldet:

a) Blériot mit seinem viermotorigen (1024 PS) Mammuth, der seit seiner Ausstellung im Salon Abänderungen erfahren hat.
b) Latécoère. Das Flugzeug ist mit einem 500 PS Salmson und zwei 200 PS Canton ausgerüstet.
c) Farman bringt seinen verbesserten Goliath mit drei 620 PS Canton-Motoren.
d) Caudron hält seinen 0,25 drei 624 PS Canton Z-9-Motoren im Wettbewerb für am aussichtsreichsten.
e) Bréguet: Sein Duralumin-Apparat ist noch nicht ganz »fertig«, aber der S. T. Aé. wird ihm alle erdenklichen Erleichterungen gewähren, um ihn rechtzeitig vorführen zu können. 4 Motoren 810 PS.

Nach der Ausscheidungsprüfung müssen die Apparate einen **Dauerrundflug** Villacoublay, Lyon, Tours, Metz, Châteauroux, Saint-Inglevert, Dijon, Istres, Bordeaux und Villacoublay ausführen. Die ganze Länge des Rundflugs beträgt ungefähr 4500 km. Die einzelnen Etappen müssen ohne Zwischenlandung durchflogen werden. Bezüglich der Schnelligkeit und Höhe sind keine Bedingungen gestellt, auch ist der Tag der Vorführung ganz der Firma überlassen.

Im **Motorenwettbewerb** (vom 15. 8. 20 ab) beteiligen sich bis jetzt 5 Firmen: Renault mit einem 350 PS, Schneider mit einem 350 PS. Farman mit den drei Typen; mit denen sein »Goliath« ausgestattet ist; Bréguet mit seinem umgebauten »Bugatti«-Motor; außerdem baut die Firma Sampson augenblicklich an einem 300 PS-Motor. (»l'Auto«, Paris, 6. 8. 20.) ND. **33.**

England.

Am 22. Juli traf das zweite abzuliefernde deutsche **Zeppelin-Luftschiff „L. 64"** in Pulham ein. (»Flight« Nr. 605, 29. 7. 20.) ND. **32.**

Der **meteorologische Dienst** auf den Strecken Paris-London und Paris-Brüssel ist durch eine internationale Konvention geregelt werden. (»l'Auto«, Paris, 1. 8. 20.) ND. **32.**

Frankreich.

Die **Verwertung** der an den verschiedensten Punkten Frankreichs aufgestapelten Massen von Flugzeugen und Motoren aus Kriegsbeständen und Kriegsaufträgen, scheint jetzt durch den Unterstaatssekretär nach englischem Vorbild tatkräftig in die Hand genommen zu werden.

In wenigen Tagen wird die »Société commerciale des Storks« mit einem Kapital von 2 oder 3 Millionen fr. gegründet werden, umfaßt beinahe alle Flugzeugfirmen.

Von den 20 Haupt- und 70 Nebenlagern, in denen sich Material befindet, sind nur einige Inventuraufnahmen dem Unterstaatssekretär eingereicht worden. Der Besuch der Lager bzw. die Bestandsaufnahme durch die Gesellschaft wird mindestens ein Jahr in Anspruch nehmen, sodaß eine genaue Bilanz aus dem Verkauf nicht vor 2 oder 3 Jahren gezogen werden kann.

Der Staat hat sich 60 vH vom Gewinn gesichert. (»l'Auto«, Paris, 6. und 9. 8. 20. ND. **33.**

Die **kostenlose Ausbildung der zukünftigen Piloten Frankreichs** nimmt am 2. 8. in den verschiedenen Schulen ihren Anfang.

Anmeldungen werden in diesem Jahre nicht mehr entgegengenommen; im nächsten Jahr wird die Leitung des Militärflugwesens auf Grund der Erfahrungen von 1920 im Einzelnen Abänderungen zu ihren Vorschriften erlassen. (»l'Auto«, Paris, 30. 7. 20.) ND. **31.**

Amerika.

Neuer Luftschiffunfall. Die Luftschifferabteilung der amerikanischen Marine wird vom Unglück verfolgt. Am 21. 7. stürzte das C. 10 »Blimp« Luftschiff aus einer Höhe von 300 m in die Jamaica Bucht ab und wurde völlig vernichtet. Die Insassen blieben unverletzt (»Flight« Nr. 605, 29. 7. 20.) ND. **32.**

Der **erste amerikanische Lufthafen** ist am 12. Juni in New-York eröffnet worden. Er befindet sich da, wo die 81. Straße im Hudson River endet, und soll Landungsplatz und Startfeld für den Luftverkehr werden. Die ersten Linien werden nach Boston, Washington und Albany, der Hauptstadt des Staates New-York, führen. — (»Automobilwelt-Flugwelt«, Bln., Nr. 33, 15. 8. 19.) ND. **32.**

Holland.

Der **Generaldirektor der Post- und der Telegraphie gibt bekannt,** daß mit dem 5. Juli d. J. probeweise ein Luftpostdienst zwischen Amsterdam und London eingerichtet wird, womit an Werktagen Briefpost, d. h. Briefe, Postkarten, Drucksachen, Akten und Bescheide sowie Muster eingeschrieben, mit oder ohne Eilboten-Bestellung) nach Großbritanien und Irland versandt werden wird.

Für die Luft-Beförderung wird neben den gewöhnlichen ausländischen Portis nebst evtl. Gebühren für Einschreiben und Eilbotenbestellung noch eine besondere Gebühr von 15 cent pro 20 g erhoben. ND. **33.**

Japan.

In den **Munitionswerken von Nagoya** sollen von nun ab Flugzeug-Motoren hergestellt werden. Die erforderlichen Instrumente und Maschinen hierzu liefert die Flugzeugfabrik von Astuta.

Mehrere Salmson-Motore sind bereits aus ausschließlich japanischem Material hergestellt worden und haben bei der Prüfung befriedigende Resultate ergeben. — (»Flight«, Nr. 606, 5. 8. 20.) ND. **33.**

Italien.

Luftverkehr in Italien. Die Generaldirektion des Luftfahrtwesens beschäftigt sich augenblicklich mit mehreren Vorschlägen von Luftverkehrsgesesellschaften, die einen öffentlichen Verkehr einzurichten beabsichtigen. Sie bitten sämtlich um die Unterstützung der Regierung hinsichtlich des Personals und finanzieller Mitarbeit und räumen dafür dem Staat das Kontrollrecht und das Vorrecht zur Erteilung der Konzessionen ein.

Die augenblicklich bestehenden Gesellschaften sind folgende:

Société des Industries de l'Aviation et de Méchanique de l'Italie centrale. —
Société Boro pour la Navigation Aérienne Italienne. —
Société des Industries des Aviations du Sud. —
Société Valenti et Bernau.

Luftverkehr mit Wasserflugzeugen:

Société de Transports Aériens Internationaux. — Association Italienne de Transports par Hydravions.

Luftverkehr über allen Seen Italiens:

Sociéte Aérienne de Transports Aériens (Sita).

Inbetriebnahme der Luftverkehrslinien in Italien und im Auslande:

Ingenieur Mascoli Giuseppe. — (Luftverkehr im Golf von Neapel.) (»lAuto«, Paris, 9. 8. 20.) ND. **33.**

Spanien.

Der König von Spanien hat am 5. Juni folgende Verfügung betr. Eröffnung von drei Luftpoststrecken unterzeichnet:

»Auf Vorschlag des Reichsministers und im Einvernehmen mit meinem Ministerrat verfüge ich folgendes:

Art. I.: Es sind Luftpoststrecken einzurichten zwischen:

Sevilla und Larache, Barcelona und Palma de Mallorca und zwischen Malaga und Melilla zum Zweck der Beförderung der Korrespondenz zwischen den obengenannten Punkten und zur Ausführung von anderen Aufträgen, die etwa seitens der Regierung erfolgen könnten.

Art. 2. Diese Poststrecken sind mit den übrigen staatlichen Luftpoststrecken in Verbindung zu bringen.

Art. 3: Die Konzession für diese Luftpoststrecken ist einer besonderen spanischen Gesellschaft oder einem Unternehmen zu erteilen. ND. **33.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstofflagerung. Ein neues Lager- und Förderverfahren für feuergefährliche Flüssigkeiten. Das bekannte Druckgas-, Lager- und Förderverfahren, bei dem die Flüssigkeit durch hochgespanntes Schutzgas in die Zapfhähne emporgedrückt wird, hat den Nachteil, daß bei geringen Undichtigkeiten dauernd Brennstoff aus dem Behälter hinausgedrückt wird. Außerdem wird sehr viel teures Schutzgas verbraucht, zum Teil von Brennstoff absorbiert und dadurch ein genaues Messen der geförderten Menge erschwert. Diese Nachteile sollen durch die Sicherheitsanlage der Firma Berger, Freiburg . S., vermieden werden. Die Hohlräume der Gefäße, Rohrleitungen usw. werden mit Schutzgas unter geringem Überdruck gefüllt. Gefördert wird durch eine Pumpe mit Hand- oder Maschinenantrieb. Sobald nicht genügend Schutzgas vorhanden ist, tritt durch eine besondere Einrichtung Schutzgas in die Saugleitung, und die Flüssigkeit fällt in den Behälter zurück. Sobald man das Fördern beendet, füllen sich die Rohrleitungen, Hohlräume, Meßuhren usw. mit Schutzgas. Durch eine besondere Einrichtung kann man vorher genau bestimmte Mengen fördern. — Urff, Automobilrundschau, Bd. 19, April, Mai, Juni 1920, S. 71/73, 91/93, 113/115 (17 Sp., 5 Abb.). Hn. **3301.**

Flugberechnung. Verkehrsflugzeuge. Aus den Grundgleichungen des Fluges ergibt sich eine Beziehung zwischen Nutzlastanteil (am Gesamtgewicht, außer Besatzung, Instrumenten, Einbauten usw.) und den Größen: Flächenbelastung, Einheitsverbrauch, Wirkungsgrad, aerodynamische Beiwerte, Einheitsmotorgewicht usw. Der Größtwert 0,4 des Nutzlastenteils tritt, nahezu unabhängig von der Flächenbelastung, für rd. 3 t Gesamtgewicht auf, mit zunehmender Flugzeuggröße sinkt er langsam, mit abnehmender aber rasch. Die Ladung selbst hat um so größere Größtwerte, je größer die Flächenbelastung.

Als größte Flugweite (ohne jede andere Nutzlast als Benzin und Öl) ergibt sich mit den günstigsten Werten für Betriebsstoffverbrauch, Gleitzahl, Schraubenwirkungsgrad und Nutzlastanteil nur rd. 4000 km, unter der Annahme des Fliegens mit gleichbleibendem Anstellwinkel und Vollgas.

Der Wirkungsgrad der Beförderung, das Verhältnis des »Transportmomentes« (Laststrecke) zum verbrauchten Betriebsstoff, nimmt mit zunehmender Flugstrecke geradlinig ab und ist für die größte Flugweite Null. Die Laststrecke selbst, über der Entfernung aufgetragen (ungefähr eine Parabel), ist am größten für etwa die halbe Höchstflugweite. Rechnet man zu den Betriebsstoffkosten noch die Ausgaben für Personal, Unterhaltung, Tilgung usw. hinzu, so verschiebt sich der Größtwert entsprechend; zu genaueren Untersuchungen fehlen die Unterlagen. Flugverkehr ist nur über Strecken von 1500 km wirtschaftlich. — A. Rota, L'Aeronautica, Bd. 3 (früher L'Aeronauta), März 1920, S. 30/35 (10 1/2 Sp., 6 Schaubilder). E. **3302.**

Flugerfahrung. Ortsbestimmung im Fluge. Die Orientierung ist und bleibt für den Luftverkehr wichtig. Oft kann man durch Ausnützung der je nach Höhe in verschiedener Richtung mit wechselnder Stärke wehenden Winde Zeit und Brennstoffe sparen. Der Einfluß des Seitenwindes muß durch Vorhalten aufgehoben werden. Die Richtung des Windes wird vom Flugzeug aus auf folgende Weise ermittelt. Auf einer Zellhorn-Kreisscheibe mit Gradteilung zeichnet man vom Rande aus den Abdrängungswinkel für zwei verschiedene Kurse an den der Längsachse des Flugzeugs entsprechenden Durchmesser, das zweitemal möglichst im Winkel von 90° zur ersten Flugrichtung. Die Verbindung vom Schnittpunkt der beiden Strahlen zum Mittelpunkt des Kreises gibt den Wind nach Größe und Richtung. Der Gebrauch von Sextanten hat sich aus mancherlei Gründen erfolglos erwiesen. Die Entwicklung der Funkentelegraphie hat die Ortsbestimmung durch neue Verfahren erleichtert. (Vgl. 2726, Luru S. 215). In einiger Zeit wird man Karten mit Scharen von Linien gleichen Azimuths herstellen. Beim Einzeichnen in Mercatorkarten muß darauf geachtet werden, daß die Kreise hier zu anderen Kurven werden. — The Aeroplane, Bd. 18, 14. April 1920, S. 768/776, (7 1/2 Sp., 10 Abb.). Hn. **3303.**

Flugerfahrung. Die Nacht im zukünftigen Luftverkehr. Je mehr sich der Luftverkehr entwickelt, umso näher rückt die Notwendigkeit, Nachtflüge zu machen. Die dazu zu verwendenden Flugzeuge müssen möglichst große Schwebefähigkeit und niedrige Landegeschwindigkeit haben. Der Führersitz muß geschickt beleuchtet werden. In klaren Nächten orientiert man ähnlich, wie am Tage, in dunklen hauptsächlich nach Lichtern, Kompaß, Uhr und F.-T. Die Gleichgewichtslage regelt der Führer entweder nach dem Horizont oder nach Instrumenten. Landeplätze müssen an Stelle des Landekreuzes zwei weiße und ein rotes Licht tragen. Lichtreklame verbilligt den Betrieb. — Stadthagen, Der Luftweg, Bd. 4, 15. Juli 1920, S. 6/8, (5 Sp., o. Abb.). Hn. **3304.**

Flugzeugbau. Der veränderliche Einstellwinkel und seine praktische Anwendung. Den Gefahren der Höhengeschwindigkeiten beim Landen hat Humbert durch eine Vorrichtung zum Ändern der Geschwindigkeit zu begegnen versucht, die den hinteren Rand des Unterflügels, die Höhenflosse und den Motor gleichzeitig verstellt. Die Ausführung bietet bauliche Schwierigkeiten, vor allem wegen des Gewichtes der beweglichen Motorlagerung. — La Suisse Aérienne (Schweiz. Luftfahrt), Bd. 2, 10. Juni 1920, S. 156 (1 Sp., o. Abb.). E. **3305.**

Flugzeugbau. Schwimmerflugzeug oder Flugboot. Während des Krieges zeigte es sich, daß Schwimmerflugzeuge gleiche Geschwindigkeit und Tragfähigkeit, aber bessere Seefähigkeit und militärische Eigenschaften als ein Flugboot haben. Das Zweimotoren-Schwimmerflugzeug war ein Rückschritt. Versuche mit Viermotorenflugzeugen fielen zugunsten des Flugbootes aus. Im allgemeinen ist für den Luftverkehr das Flugboot am besten. Aber je nach den Umständen wird auch das Schwimmerflugzeug Vorteile bringen. — H. Moll, Der Luftweg, Bd. 4, 15. Juli 1920, S. 2/6 (8 Sp., 9 Lichtb.). Hn. **3306.**

Flugzeugberechnung. Der Handley-Page-Tragflügel soll wohl nach Wunsch des Erfinders in England dieselbe Rolle spielen wie früher das Wright-Patent. Es soll einen bedeutend größeren Auftrieb geben. Beim Anbau an Militärflugzeuge könnten diese eine größere Last tragen. Aber dafür müsste der Rumpf verstärkt und vergrößert werden, sodaß zum Schluß doch ein neues Flugzeug nötig ist. (Es ist bezeichnend für die Überschwemmung Englands mit ausrangierten, billigen Militärflugzeugen, daß man so oft den Umbau von Militärflugzeugen bespricht! Der Ber.) Ein Krieg in größerem Umfange ist aber in absehbarer Zeit nicht zu erwarten, daher ist der militärische Wert der Erfindung recht klein. Vielleicht ist der freitragende dicke Eindeckerflügel gemeint. Durch Anwendung solcher Profile mit geringer Spannweite wird die Verspannung sehr erleichtert. Überhaupt ist ja die Rückkehr zum Eindecker festzustellen. Flugzeuge mit kleiner Spannweite und großer Nutzlast wären im Luftverkehr erwünscht, aber, daß in kurzer Zeit jeder Mann sich ein Flugzeug, wie ein Auto, halten kann, dürfte doch viele Mißstände bringen. Vgl. 2714, Luru S. 213. — Aeronautics, Bd. 18, 20. Mai 1920, S. 389/390 (2 1/2 Sp., o. Abb.). Hn. **3307.**

Flugzeugbeschreibung. Die Flugzeuge auf der Ausstellung in Atlantic City.

Die Marine zeigt das F 5 L-Flugboot mit zwei 400 PS-Libertymotoren. Spannweite 32,6, Länge 15,2, Flügeltiefe 2,4 m; Geschwindigkeit 165 km/h. Gesamtgewicht 6,35 t, Flugweite 10 h.

Die Aircraft Sales Corporation stellt aus: das Norman-Thomson-Flugboot, Martinsyde, DH 9 Sopwith-Coupé (?) und dem doppelmotorigen Handley-Page, sowie englische und italienische Flugmotoren.

Die I. L. Aircraft Corp. führt ein ganz aus Metall gebautes Reiseflugzeug vor. Das geschlossene Abteil ist geräumig und gut ausgestattet. Spannweite 14,7; Länge 9,2; Höhe 3,1 m. 185 PS Sechszylindermotor. Leergewicht 102, Gesamtgewicht 1,76 t; Nutzlast 42 vH. Fluggeschwindigkeit 80 km/h, gedrosselt 10 h. Landegeschwindigkeit 80 km/h. Mittlere Geschwindigkeit 180 km/h (?). Leistungsbelastung 9,52 kg/PS. Im Abteil sechs Personen. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 31. Mai 1920, S. 401 (2 Sp., 1 Lichtb.). Hn. **3308.**

Flugzeugbeschreibung. Das Loughead-Sportflugzeug hat einen ovalen Rumpf aus 3 mm starkem Wickelfurnier. Das Fahrgestell, normal gebaut, ist mit großen Beschlägen befestigt. Der Oberflügel ist bedeutend tiefer als der untere. Ein Stiel in V-Form. Verspannung durch zwei Trag-, ein Gegen- und zwei Stirnkabel. Der Unterflügel wird beim Auslauf als Luftbremse durch einen Hebel um seinen einzigen Holm um 90° gedreht. Im Fluge dient er als Querruder. Die Tragdecken sind beiklappbar. Höhen- und Seitenflosse ebenfalls aus Wickelfurnier ohne äußere Verstrebung. Einsitzer. Leistungsangabe des Motors fehlt. Geschwindigkeit höchstens 120 km/h, beim Landen 40 km/h. Auslauf 15 bis 23 m. Spannweite 8,5, Länge 6,1, Spannweite mit beigeklappten Tragdecken 3,0 m. Gewicht leer 170 kg, voll 272 kg. Nutzlast 37 vH. Flugweite mit 1 l Benzin 17,8 km (?). — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 7. Juni 1920, S. 434/435. (Reklameaufsatz mit viel lobenden und wenig brauchbaren Angaben, 4 1/2 Sp., 6 Lichtb.); auch Flight, Bd. 12, 5. August 1920, S. 864/865, (2 1/4 Sp., 2 Lichtb.). Hn. **3309.**



Flugzeugbeschreibung. Der Segeleindecker Kromer S. E. I. hat 16 m² Fläche, 10,0 m Spannweite, 5,7 m, Länge 1,07 kg/m² Flügelgewicht und 3,5-fache Sicherheit. Der Stoff wiegt 0,12 kg/m². Flügel freitragend. Der Hinterholm hat rechteckigen Querschnitt, in den Gurten 6×50 mm Kiefer, die Stege sind erleichtert. Vorderholm, I-Form, läuft außen mit dem Hinterholm zusammen. Neun Rippen, davon zwei Kastenrippen, Profil vorn keulenförmig, Rumpfanschluß durch Einstecken der Holmenden in ein Holzrohr. Vier Kiefer-Rumpfholme, keine Verspannung, sondern über Kreuz laufende, raumdiagonale Streben, Kufen anstatt Räder. Querruder Stahlrohr, Knüppelsteuer, Sitz für eine Person zwischen Vorder- und Hinterholm in einem Leinwandsack. — Flugsport, Bd. 12, 21. Juli 1920, S. 340/348 (8 S., 1 Abb., 3 genaue Zeichnungen aller Einzelheiten mit Maßen). Hn. **3310.**

Flugzeugfestigkeit. Messung der Luftkräfte bei Flugkunststücken und in bewegter Luft (Sulla misura della reaziono dell'aria nel volo acrobatico e in aria agitata). Nach Messungen der militärischen Versuchsabteilung in Italien sind im Schleifenflug bei Beginn des Ziehens die mittleren Beschleunigungen das 3,3-fache, beim Wiederaufrichten das 2,6-fache des Gesamtgewichts, doch wurde beim plötzlichen Ziehen nach dem Erreichen größerer Geschwindigkeit durch Drücken mit Vollgas 5,1-fache Last gefunden, während nach englischen Messungen höchstens das 4-fache des normalen Gewichts auftritt. Bei anderen Flugkunststücken sind die Beanspruchungen geringer, aber meist doch größer als nach den englischen Ergebnissen, z. B. für das Abfangen aus dem Sturzfluge 3,1-fach. Aus den Versuchen folgt, daß mehr als 6-fache Last nicht vorkommt, daß daher höhere als 12-fache Sicherheit nicht gerechtfertigt ist.

Der Druck von oben betrug beim raschen Übergang in den Sturzflug nur 0,4, am Ende eines Rückenfluges 2,9, bei einer richtigen Landung höchstens das doppelte des Gesamtgewichts.

Zu den Versuchen dienten Beschleunigungsmesser von Pegna: ein Gewicht (80 g) wird durch Hebel in Richtung seiner Achse geführt und durch eine Wellblechkapsel abgefedert. Der Ausschlag wird durch Hebel vergrößert und auf einer berußten Trommel aufgezeichnet. Der Nullpunkt kann mittels Schraubenfeder und Schraube eingestellt werden. Die Zeit wird elektrisch markiert.

Geeicht wird das Gerät in der hohlen Masse eines großen Pendels, dessen Schwingungen mittels einer Trommel um seinen Aufhängepunkt aufgezeichnet werden. — Luigi Biondi, L'Aeronautica, Bd. 3 (früher: L'Aeronaut), März 1920, S. 48/51 (8 Sp., 5 aufgezeichnete Beschleunigungskurven, 1 Eichkurve, 2 Lichtbilder des Gerätes und seiner Eichvorrichtung). E. **3313.**

Flugzeugteile. Der Parker-Tragflügel mit veränderlichem Profil. Die Parker-Rippe hat zwei Sätze Diagonaldrähte, von denen einer in normalem Zustand schlaff ist. Die Messung ergab einen größten Auftriebsbeiwert von 1,54 (Prandtl) und bei annähernd symmetrischer Einstellung den niedrigsten Widerstandsbeiwert von 0,014. Es wurden noch Versuche mit Doppeldecker- und Dreideckeranordnungen gemacht. — H. F. Parker, 77. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 20. Juli 1920, S. 517. AE 1003. Hn. **3315.**

Flugzeugzubehör. Auf der Luftfahrtausstellung zu Olympia sind 28 Flugzeuge, davon 3 Militär- und zahlreiche Motoren, (über die ausgestellten Hispano-Motoren sind keine Einzelheiten erhältlich), ausgestellt. Dann zeigt das Luftfahrtministerium mehrere Luftschiffgondeln mit Zubehörteilen, Flugzeuge bei der Belastungsprobe, Bomben, M-Gs, F-T- und Photo-Einrichtungen, ferner als »Sauerstoffatemeinrichtung« deutsche Atemgeräte für flüssige Luft usw.

Handley-Page zeigt eine Mustersammlung aus den von der Regierung übernommenen ausrangierten Kriegsflugzeugen. Es sind zu sehen:

1. Avro 504 K, Schul- und Übungsflugzeug. Jetzt zum Sport geeignet.
2. Armstrong-Witworth-Doppelsitzer mit 160 PS-Beardmore.
2a. FE 2B, Gitterschwanz-Doppelsitzer mit 160 PS-Beardmore.
3. D. H. 4, Doppelsitzer mit 360 PS-Rolls-Royce.
4. D. H. 9, Doppelsitzer mit 240 PS-Siddelex-Puma.
5. Bristol Fighter mit 300 PS-Hispano-Suiza.
6. S. E. 5 A-Kampfeinsitzer mit 210 PS-Wolseley-Viper.
7. Martinsyde-Snipe, Kampfeinsitzer mit 230 PS-Rolls-Royce 2-Motor.
9. D. H. 10, Bombenflugzeug mit zwei Liberty.
10. Handley-Page C/400, Bombenflugzeug mit zwei Rolls-Royce.
11. Vickers-Vimy, Bombenflugzeug mit zwei Rolls-Royce.
12. Norman-Thompson-Flugboot mit 210 PS Wolseley-Viper, zum Ausbilden und Umschulen von Flugschülern.
13. F 3, Flugboot mit zwei Rolls-Royce.

Weiterhin zeigt diese Firma eine große Zahl sofort greifbarer Kriegsflugmotoren aller Art, sowie sehr viele und mannigfaltige Zubehörteile, Instrumente, Ersatzteile usw.

In der fünften Abteilung sind von folgenden Firmen Zubehörteile ausgestellt:

1. Aerofilms: Luftbilder von Fabriken usw., sowie einen Apparat zum Filmen von Versuchsflügen.
2. Aircraft Manufacturing Co., Lichtbilder aus dem Flugzeug von Fabriken, Anlagen, Docks usw.
3. The Anglo-American Oil Co.: Proben von allen Petroleumdestillaten und ein unterirdischer Lagerbehälter mit selbstmessender Pumpe.
4. The Automatic Telegraph Co.: F. T.-Sendestation für Flugzeugführer. Auf einer Tafel sind 60 Meldungen auf kleinen Schildern angegeben. Der Führer braucht nur einen Stöpsel in ein Loch neben die gewünschte Meldung stoßen, und der Apparat funkt mechanisch die gewünschte Nachricht.
5. The Bournemouth Aviation Co.: Lichtbilder ihrer Flugschule.
6. British Cellulose and Chemical Manufacturing Co.: Zelluloid und Lacke.
7. The British Emaillite Co.: Drei verschiedene Emaillit-Lacke für Tropen-, Schul- oder Sport- und Normalflugzeuge. Außerdem Firnis für Holzteile an Flugzeugen, Schutzanstriche für Gegenstände aller Art usw.
8. British Thomson-Houston Co.: Zündapparate.
9. British Wrigth Co.: Kurvenanzeiger mit zwei Druckrohren, rechts und links an den Tragflügeln und einer Anzeigevorrichtung im Führersitz. Erfinder: Horace Darwin (vgl. Luru S. 94).
10. Brown, Brothers: Zahlreiche Flugzeug- und Motorersatzteile, sowie Instrumente aller Art.
11. Bullivant and Co.: Kabel, Seile und Stromliniendrähte.
12. Bruntons: Stromliniendrähte, Seilrollen nach Armee- oder Marinevorschrift, sowie leichtere für Verkehrsflugzeuge und zahlreiche Seil- und Drahtmuster für Flugzeuge, Spannschlösser, Kauschen usw.
13. Cellon (Richmond): Cellonlacke für Land- und Seeflugzeuge.
14. Chance, Brothers and Co.: Zwei Leuchttürme für Flugzeuge (vgl. 3111).
15. Falcon Airscrew Co.: Zwei- und vierflügelige Luftschrauben, vollendet und unvollendet.
16. Thos. Tirth and Sons: Kohlenstoff-, Nickel-, Chrom-Vanadium- und Chrom-Nickel-Stähle für Luft- und Ölhärtung. Ferner eine Sammlung daraus hergestellter Flugzeugteile.
17. Gas Accumulator Co.: Drei Arten Leuchttürme für Flugzeuge in verschiedener Lichtstärke. Diese sind aus Versuchen bei der Marine entstanden.
18. The General Accident, Fire and Life Assurance Corporation: Policen zur Versicherung gegen Beschädigung von Flugzeugen durch Unfall, Feuer, Diebstahl oder Einbruch, von dritten Personen, für die gesetzliche Haftpflicht gegenüber Reisenden, persönliche Unfälle des Führers und der Fluggäste, Nutzlast-, Wind-, Sturm-, Orkan-, Aufruhr- und Tumultschäden, Bergen und Aufgeben von Flugzeugen, Haftpflicht des Arbeitgebers gegenüber Angestellten.
19. Glauer Metal Co.: Lagermetall für Verbrennungskraftmaschinen, Geschütz- und Weißmetall für Lager.
20. Hadfields: Stahlproben.
21. H. M. Hobson: Claudel-Hobson-Vergaser, von denen während des Krieges für 10 Mill. PS gebaut wurden.
22. The Hoyt Metal Co. of Great Britain: Lagermetall.
23. George Kent: Windschutz, eine kreisrunde Scheibe, die durch eine Luftschraube mit mechanischer Untersetzung getrieben wird und dabei an einem Lappen die niedergeschlagene Feuchtigkeit abstreift.
24. Marconi Wireless Telegraph Co.: Apparate für F. T.-Wechselverkehr.
25. Metal Airscrew Co.: »Leitner-Watts« Metallluftschraube (vgl. Luru S. 166).
26. North and Sons: Zündapparate und Drehzähler für Flugzeuge.
27. Northern Engineers' Supply Co.: Ersatzteile für Flugmotoren aller Art.
28. W. D. Oddy and Co.: Luftschrauben in allen Größen für Flugzeuge und Luftschiffe.
29. Joseph Owen and Sons: Alle Arten Hölzer, roh und bearbeitet, für Flugzeuge.
30. Palmer Tyre: Anlaufräder von 300×60 bis 1750 mal 300 mm Größe.
31. The Palmut Co.: Dichtungen.

32. A. E. Parnacott: Zündkerzenprüfer auf Gasdichtheit und Zündfähigkeit, Zündkerzenlecksucher und verschiedene Motorteile.

33. Pettets Patent Safety Filler Co.: Petett-Benzintrichter, der ein Überfüllen des Behälters und das Eindringen von Wasser oder Fremdkörpern verhindert.

34. Prices' Co.: Ölproben.

35. Ripaults: Oleo-Zündkerzen. Die Messingkerze Nr. 78 für Standmotoren wiegt 92 g, Nr. 67B für Umlaufmotoren, aus Stahl hergestellt, wiegt 43 g und Nr. 68 für Stern- und Umlaufmotoren 85 g.

36. The Robinhood Engineering Works: Zündkerzen.

37. Rubery Owen and Co.: Spezialzange zum Herstellen von Drahtösen, stählernen Flugzeugbeschlägen aller Art.

38. Serck Radiators: Messing- und Kupferrohre, Wasser- und Ölkühler.

39. Shell Marketing Co.: Spiritusproben.

40. Simms Motor Units: Zündkerzen, Zündapparate mit elastischer Kupplung, Benzinstandmesser.

41. Skefko Ball Bearing Co.: Kugellager.

42. S. Smith and Sons: Messgeräte für Luftdichte, Geschwindigkeit und Siedepunkt.

43. René Tampier: Blockrohrvergaser und Benzinpumpen.

44. Tan-Sad Works: Zusammenklappbare Stühle für Flugzeuge und Werkstatt.

45. The Telephone Manufacturing Co.: Fernsprecher zur Verbindung von Führer und Orter.

46. Titanine: Giftfreier Lack und Firnisse.

47. Vacuum Oil Co.: Ölproben.

48. Vickeres: Duralumin, roh und zu Flugzeugteilen bearbeitet.

49. Wellworthy: Kolbenringe, Schubstangen, Kolben, Ventile usw.

50. Yorkshire Steel Co.: Fallschirme und »Antireibung-Metall« für Flugmotoren.

Flight, Bd. 12, 15. Juli 1920, S. 767/779 (33 Sp., 30 Abb.). Hn. **3316.**

Funktelegraphie. Richtungstelegraphie und Flugzeug. Drei Erdstationen nehmen mit einem Marconi-Richtungsmesser (zwei Antennenschleifen senkrecht zueinander, Empfängerkasten und Zeigergerät) die Zeichen eines fliegenden Handley-Page Flugzeuges und stellen daraus dessen genaue Lage fest. Eine Station benachrichtigt dann das Flugzeug. Die Reichweite beträgt 300 bis 450 km. (Der Nachbau alter deutscher Kriegsverfahren scheint also noch nicht so recht gelungen zu sein!) (Vgl. 3017, 2922, besonders 2726 und 3303. Der Ber.). — The Aeroplane, Bd. 18, 7. April 1920, S. 728/730. (4 Sp., 6 Abb.). Hn. **3317.**

Funktelegraphie. Navigation und funkentelegraphische Ortsbestimmung für Luftfahrzeuge. Beim Anpeilen von Erdstationen mit Richtungsfindern von Luftfahrzeugen aus sind zwei Stationen notwendig, eine dritte erwünscht. Beim Ausgleichen der drei Beobachtuhngen ist die Größe der Winkel zwischen den Peilstrahlen zu berücksichtigen, ferner die Peilgenauigkeit der Stationen. Die Richtung der gepeilten Welle gibt eine Wendung um 90° mit nochmaligem Peilen. Der Einfluß »der Versegelung« zwischen zwei Peilungen kann durch eine einfache Konstruktion ausgeschaltet werden. Außerdem sind alle anderen Navigationshilfsmittel heranzuziehen. (Kriegserfahrungen mit Richtempfang durch Bodenstationen). — Koreuber, Der Luftweg, Bd. 4, 29. Juli 1920, S. 2/5 (6 Sp., 7 Zeichn., Kartenskizzen usw.). E. **3318.**

Hubschrauber. Ist das Hubschraubenflugzeug das Luftfahrzeug der Zukunft? Pläne, den Auftrieb von Hubschrauben nutzbar zu machen, stammen von Lionardo da Vinci, Paucton (1768),, Launoy und Bienvenu (1784), Philippe, Marc Seguin, Vittorio Sarti, Cagnard de Latour usw. Ponton d'Amecourt (1862) machte Versuche mit einem Zweischraubenflugzeug aus Aluminium und Dampfantrieb, Forlanini (1877) baute ein ähnliches, das als erstes aufgestiegen ist. Renard berechnete (1903) die Möglichkeit von Hubschraubenflugzeugen mit Verpuffungsmotoren, 1905 flog der »Léger« von Richard mit elektrischem Antrieb. Die Brüder Dufaux bauten (1905) ein leichtes (17 kg), vierschraubiges, fahrstuhlartiges, aufgehängtes Gestell mit 3 PS-Motor, Breguet und Richet (1907) den »Gyroplane« mit 37 bezw. 45 PS, Connu einen 15 PS-Hubschrauber, der mit rd. 260 kg Leergewicht und zwei Mann aufsteigen konnte, Decaze (1912) einen Zweischrauber mit 50 PS-Gnom.

Bemerkenswert ist der Gyroptère von Papin und Rouilli (1914), der dem beflügelten Sykomaren-Samen nachgebildet ist und sich in der Luft willkürlich nach dem Willen des Führers fortbewegen lassen soll, ferner das »Alerion« von Damblanc und Lacoin (vgl. 3133). Der Däne Ellehammer ist aufgestiegen mit zwei gleichachsigen gegenläufigen Schrauben und 50 PS-Ellehammer-Motor Der Hubschrauber hat 39 m² Tragfläche, wiegt 300 kg und soll zurzeit umgebaut werden. Der Breach-Apparat hat zwei Hubschrauben, deren Steigung einzeln verstellbar ist, eine Zugschraube vorn im Rumpf und außerdem eine kleine verstellbare Hubschraube im Schwanz zur Längsstabilisierung. Einfacher ist der Hubschrauber von Crocker und Hewitt. Mit zwei 63 PS-Motoren und zwei Schrauben mit 91 kg/PS Hubkraft. — E. H. Lémonon, La Suisse Aérienne (Schweiz. Luftfahrt), Bd. 2, 10. Juni 1920, S. 157/164 (15 Sp., 13 Abb., Zeichn. oder Lichtb.). Vgl. auch Bemerkung über den Hubschrauber (Note sull' elicottero.) Goffredo di Palma. L'Aeronautica (früher: L'Aeronauta), Bd. 3, März 1920, S. 52/54 (5½ Sp., 2 Lichtb. der unbeschleunigten Landung eines Caudron-Flugzeuges in einem Weinberge). E. **3319.**

Literatur. Berichte des englischen Luftfahrtbeirats.

42. Beziehung zwischen Gewicht, Gestalt und Leistung von Zündapparaten (Ausschuß für Verbrennungsmaschinen).

43. Versuche über Zündung von Gemischen durch Funken (Unterausschuß für Verbrennungsmaschinen).

482. Versuche an einem Modell des unstarren N. S.-Luftschiffes in geändeter Form.

564. Windkanalversuche an länglichen, ungefähr stromlinienförmigen Körpern. Teil I. Bestimmung des Fehlers der Widerstandsmessung durch die Verschiedenheit des Druckes in Richtung der Kanalachse.

568. Untersuchung der Lösungsmittel für Zelluloseester (vorläufiger Bericht).

585. Weitere Versuche über Zerstörung von Stoff und ihre Verhütung.

635. Wirkung geringer Säuremengen auf die Festigkeit von Baumwolle und Leinen. Monthly Circular, Mai 1920, S. 7 (1/2 S.). Hn. **3320.**

Luftschiffbau. Fernverkehr und Luftschiff, ein Beitrag zur Rentabilitätsfrage. Das starre System verdankt den Sieg über das unstarre und halbstarre der Möglichkeit des Zellonierens, wodurch die Hülle stärker gespannt, geglättet und wasserdicht gemacht wurde. Die stärkere Spannung beseitigt das Flattern, verbessert also die Widerstandziffer.

Weitere Vorteile der Starrschiffe: Dauerhaftigkeit und Wetterbeständigkeit. Bei über 50000 m³ Inhalt werden Gerippe aus Duralumin leichter als Holzgerippe werden, während Stahlgerippe voraussichtlich erst dann in Betracht kommen, wenn die Wandungen der Druckgurtungen nicht mehr so dünn ausfallen, daß sie sich beim Betreten zu stark durchbiegen, also etwa bei Schiffen von 250000 m³ Inhalt, deren Bau vorerst nicht in Aussicht steht.

Bei einem Staakener Schiff vom Herbst 1917 (68500 m³), (1200 PS und fast 35 m/s)betrug das Eigengewicht 35 vH des Gesamtauftriebes. Die Geschwindigkeit ließe sich bei einigen baulichen Änderungen ohne wesentliche Verschlechterung des Gewichtverhältnisses auf 40 m/s steigern, was für die höchsten Windstärken ausreicht. Mit wachsender Größe wird die Nutzlast immer günstiger. Ein Schiff von 175000 m³ kann z. B. bei 130 t Nutzlast, 85 t Brennstoff, 45 t Fahrgäste usw. an Bord nehmen, kann bei einem Stundenverbrauch von 750 kg etwa 5 Tage ohne Zwischenlandung fahren und mit 400 Reisenden 10000 km zurücklegen. Diese Leistungen werden noch wesentlich günstiger, wenn sich der Führer nach den Isobaren richtet und stets mit dem Wind fährt, insbesondere aber, wenn man die baulichen Vorteile der Füllung mit Heliumgas in Rechnung zieht. — Karl Schaller, Werft und Reederei, Bd. 1, 31. Mai 1920, S. 222/223. (3 Sp., o. Abb.). Hr. **3321.**

Luftschiffbau. Die zukünftige Entwicklung von Verkehrsstarrluftschiffen. Durch den Verbrauch an Brennstoff wird das Luftschiff dauernd leichter. Ein Luftschiffmotor verbraucht 0,24 kg/PSh Benzin und Öl. Ein deutsches Luftschiff der Klasse L 30 bis 39 mit 1300 PS braucht dann 312 kg/h. 1 m³ Wasserstoffgas trägt im Mittel 1,1 kg. Also müsste das Luftschiff 184 m³/h Gas entweichen lassen, um in Gleichgewicht zu bleiben. Das kostet zuviel Geld. Gegenmittel sind: 1. Wasserrückgewinnung aus dem Auspuff, 2. Wasseraufnahme aus der See, 3. Verbrauch von Wasserstoff, a) um Wasser herzustellen, b) um Kraft zu gewinnen.

100 kg Benzin erzeugen in den Abgasen rd. 118 kg Wasser. Wenn man davon nur 100 kg rückkühlt, ist das Problem gelöst. Die abzuführende Wärmemenge ist etwa gleich der durch das Kühlwasser abgeführten. Ein solcher Kühler bedeutet mehr Gewicht und Luftwiderstand. Dazu käme die Schwierigkeit, zu verhindern, daß die rasch bewegten Gase nicht die kondensierten Wasserteilchen mitreißen.

Die Wasseraufnahme aus dem Meere bei langen Fahrten scheidet aus, da das Fahren in so niedriger Höhe zuviel Gefahren in sich birgt.

Das Verbrennen von Wasserstoff, um Wasser zu gewinnen, klingt paradoxer, als es ist. Verbrennt man 1 m³ mit Luft, so erhält man 0,72 kg Wasser, gleichzeig nimmt der Auftrieb um 1,1 kg ab. Aber man muß rückkühlen, wenn auch weniger als bei Wasser-

gewinnung aus den Abgasen. Daher ist das letztere, wenn überhaupt etwas derartiges gemacht wird, vorzuziehen. Um den Einheitsbrennstoffverbrauch auszugleichen, müßte man 0,232 m³/PSh Wasserstoffgas verbrennen. Das kann auch im Motor geschehen. Daher läßt sich 1/4 der durch die gleichzeitig verbrauchte Benzinmenge erzeugten Leistung hervorbringen. Hat man vier Benzin- und einen Wasserstoffmotor, so vergrößert sich die Reichweite um 25 vH. Aber der Wasserstoffbetrieb wird $2^1/_2$ mal so teuer wie der Benzinbetrieb. Wasserstoffluftgemisch hat eine größere Verbrennungsgeschwindigkeit. Infolgedessen würden Wasserstoffmotoren größere Einheitsgewichte aufweisen. Ein Benzinmotor, mit Wasserstoffgas betrieben, ergibt nur 25 bis 30 vH der normalen Leistung, oder die Zylinder platzen (Erfahrung ausgeführter Versuche!). Der letzte und beste Ausweg ist: statt des zum Teil Benzinluftgemisches Wasserstoffluftgemisch mit ansaugen zu lassen. Man spart dadurch Benzin und erhält einen Gleichgewichtszustand, wenn man von anderen Einflüssen absieht.

Wenn ein 56 000 m³-Schiff durch die Sonne erhitzt wird, so dehnt sich das Gas aus. Ist das Schiff nur mit 50 000 m³ gefüllt, so wächst der Auftrieb bei einer Temperaturerhöhung von 15° C um 1,75 t. Ist das Schiff ganz voll, so müßte man 1700 m³ Gas entweichen lassen. Man kann das Luftschiff mit einem Gewächshaus vergleichen: Die Sonnenlichtstrahlen dringen durch die durchscheinende Hülle und erwärmen das Innere. Die Wärmestrahlen werden zurückgehalten. Bisher ist es noch nicht gelungen, die Hülle undurchsichtig zu lackieren. Edison hat Nickelblech dünner als Papier hergestellt, vielleicht liegt da die Lösung. — Litherland, The Aeroplane. Bd. 18, 31. März und 5. Mai 1920, S. 677/678 und 920/922 ($5^1/_2$ Sp., o. Abb.). Hn. **3322.**

Materialkunde. A l u m i n i u m, s e i n e L e g i e r u n g e n u n d V e r w e n d u n g i m F l u g z e u g b a u. Während des Krieges waren die Kosten für gewerbliche Zwecke zu hoch, doch ist das Material für jede Art Leichtbau zu empfehlen. Die Legierungen werden als Gußstücke für gewöhnliche und für hohe Temperaturen, geschmiedet oder zu Stangen, U-Profilen und Blechen gewalzt verwendet. Aluminiumlegierungen mit 4 vH Kupfer hatten als gegossene Knüppel 14 kg/mm² Zugfestigkeit und 10 vH Dehnung. Mit 12 vH Kupfer war das Material hitzebeständiger, aber schwerer. Wurden die 4 vH Kupfer aber teilweise durch Mangan ersetzt, so ließen sich 19 kg/mm² Zugfestigkeit und 13 vH Dehnung erzielen. Die alten Legierungen mit 15 vH Zink ohne Kupfer gab als Sand- oder Kokillenguß 17,6 bezw. 18,4 kg/mm², mit 3 vH Kupfer sogar 22 kg/mm². Viel größerer Zinkgehalt erhöht Festigkeit und Reißlänge, gestattet aber das Gießen nur in bestimmten Stärken.

Nach Versuchen der Physikalischen Reichsanstalt (National Physical Laboratory, »N. P. L.«) nimmt die Zugfestigkeit z. B. bei einer Legierung L5 mit 4 vH Kupfergehalt bei 450° bis 420° innerhalb drei Tagen von 15 auf 23 kg/mm², die Dehnung von 8 bis 10 auf 20 vH zu. Die Leitfähigkeit ist $4^1/_2$ mal so groß wie bei Eisen, am besten mit 4 vH Kupfer, 2 vH Nickel, 1,5 vH Magnesium, daher beträgt die Kolbentemperatur höchstens 250°, was wiederum die Legierung aushält. Die Zugfestigkeit wurde bis zu 400° aufwärts untersucht; sie fiel bei der Legierung L5 von 21 auf 4 kg/mm² bei 350°; bei 250° war das Material bereits unbrauchbar, aber sehr geschmeidig; bei 14 vH Kupfergehalt w u c h s die Festigkeit von 14 auf 16 (bei 250°) und sank dann auf 7 kg/mm² (bei 350°). Zinngehalt bedingte Brüchigkeit.

Die stählerne Lauffläche der Aluminiumgußzylinder mit $2^1/_2$-facher Wärmedehnung mußte eingeschrumpft werden und war dann nur für eine Temperatur brauchbar, man hat sie daher durch Einbetten von Benzin oder Stahl, auch durch galvanisches Vernickeln der Zylinderinnenflächen zu ersetzen versucht.

Aluminiumträger versagten durch örtliches Ausbeulen. Dünne Aluminiumbleche von 0,06 bis 0,09 mm wurden während des Krieges zum Bespannen von Flugzeugen verwendet, man fürchtete jedoch, daß sie nach Schußverletzungen durch den Flugwind weiter reißen könnten. — Bericht über einen Vortrag von W. R o s e n h a i n vor der Königlichen Gesellschaft der Künste, am 7. Juni, Aeronautics, Bd. 18, 17. Juni 1920, S. 470 (2 Sp., o. Abb.). E. **3328.**

Materialkunde. E r m i t t l u n g e b e n e r V e r s c h i e b u n g s- u n d S p a n n u n g s z u s t ä n d e u n d A n w e n d u n g a u f e i n e d u r c h z w e i N i e t b o l z e n g e s p a n n t e P l a t t e. Die Spannungsverteilung in einer Platte, die in der Nähe eines Endes durch ein Niet beansprucht wird, stellt die Idealisierung eines Auglappens dar, wie er z. B. im Luftschiff- und Flugzeugbau zum Anschluß von Drähten oder Seilen an Beschlägen verwendet wird. Die Theorie ist schwierig, dagegen lassen sich aus den Messungen der Verteilung der Längs- und Querdehnung mit Hilfe eines neuartigen Fernmessers, der 26-fache Vergrößerung gegenüber der gewöhnlichen Martens-Spiegelmeßanordnung gibt, Längs-, Quer- und Schubspannung ermitteln. Das Ergebnis entpricht nicht genau einem Parallelversuch mit einer Bleiplatte. Besonders lehrreich ist die Aufzeichnung der Hauptspannungslinien. Unmittelbar vor dem Niet treten beträchtliche Beanspruchungen auf, die meist zur Überschreitung der Proportionalitätsgrenze führen. Doch ist der Bereich dieser örtlichen Störung gering. Die Beanspruchung im Querschnitt durch die Mitte ist rd. 30 vH größer als bei einem einfach durchlochten Stab. — Dietrich Rühl, Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 64, 7. Juli 1920, S. 549/554 (12 Sp., 12 Abb., 3 Zahlentaf.). E. **3329.**

Materialkunde. O f e n t r o c k n u n g v o n H o l z f ü r F l u g z e u g e. Versuche zeigten, daß im Ofen getrocknetes Holz dieselbe Festigkeit und Zähigkeit wie an der Luft getrocknetes besitzt. Douglas-Fichte wird in 18 bis 24 Tagen im Ofen und in 12 bis 18 Monaten an der Luft getrocknet. Hartholz für Luftschrauben braucht im Ofen 30 Tage. Die wichtigsten Eigenschaften von ofengetrocknetem Holz sind Freibleiben von Ungleichheiten und Harzstellen, gleichmäßiger Feuchtigkeitsgehalt, größtmögliche Festigkeit und Zähigkeit, kein Werfen und sehr geringer Schwund. Die Struktur und der Weg, auf dem die Feuchtigkeit in das Holz gelangt, wurden mikroskopisch genau untersucht.

Die Art der Schichtung des Holzes im Ofen, Temperatur, Ventilation usw. sind von großem Einfluß. — H. D. Thiemann, 65. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichet von The Technical Review, Bd. 6, 20. Juli 1920, S. 617. AE 1002 Hn. **3330.**

Materialprüfung. N e u e r A p p a r a t f ü r H ä r t e b e s t i m m u n g. Ein neuer Kugeldruckprüfapparat (Bauart Seehaase-Kutscher) besteht nur aus Prüfkugel und Kraftmeßeinrichtung und kann, da die Krafterzeugung durch beliebige Werkstattmittel, wie Schraubstock und dergl., erfolgt, wesentlich billiger und einfacher gestaltet werden, als die bisherigen Laboratoriumsmaschinen. Besonders zweckmäßig ist er für den Gebrauch in der Werkstatt und bei Montagen, da er infolge seiner geringen Größe und einfacher Betätigung rasch an alle gewünschten Stellen gebracht werden kann. Der Preis ist niedrig. Hersteller: Louis Schopper, Leipzig. — Hans Seehaase, Werkstatttechnik, Bd. 14, 1. Juli 1920, S. 359/60 (4 Sp., 4 Abb.). Se. **3331.**

Meßgerätebeschreibung. N e o n l a m p e f ü r s t r o b o s k o p i s c h e Z w e c k e, an Stelle des Flaschenfunkens, eine Geißlerröhre mit Neonfüllung von 5 bis 10 mm Druck, deren orangerotes Licht (570 bis 670 $\mu\mu$ Wellenlänge) auch im unverdunkelten Zimmer auffällt, vor allem bei dem kleinen Gesichtswinkel der stroboskopischen Beobachtung. Das »Schließungslicht« wird durch Ausmündung des Kathodenraumes in eine 0,6 m lange, im Anodenraum U-förmig hin- und hergebogene Kapillare unterdrückt.

Zu den Anwendungen gehört auch die Untersuchung der Bewegung von L u f t s c h r a u b e n u n d M o t o r e n, deren Geschwindigkeit 1:100 verlangsamt sichtbar gemacht werden kann, wenn durch eine geeignete Übersetzung auf 100 Umdrehungen 99 Unterbrechungen des Lampen-Primärstroms kommen. — F. W. Aston, Proceedings of the Cambridge Philosophical Society, Bd. 19, S. 300/306, 1920, berichtet von F. Schroeter in Die Naturwissenschaften, Bd. 8, 23. Juli 1920, S. 604/605. E. **3333.**

Meßgerätebeschreibung. D i e E n t w i c k l u n g d e r G e s c h w i n d i g k e i t s m e ß d ü s e n. Die erste Bauart war das Pitot-Venturi-Rohr mit Doppelkonus. Die Meßung des Unterdruckes geschieht durch ein Manometer im Führersitz. Die Zusammendrückbarkeit der Luft kann bei Geschwindigkeiten unter 70 m/s vernachlässigt werden. Die beste Form wurde durch Kanalversuche gefunden. Die angezeigten Geschwindigkeiten weichen bei einer Drehung des Instrumentes bis zu 16° nach rechts oder links und bis zu 12° nach oben oder unten nicht mehr als 1,5 km/h vom wahren Werte ab. — Zahm, 31. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 6. Juli 1920, S. 580. S 1148. Hn. **3334.**

Meßgerätekunde. W i n d k a n ä l e werden besser mit großem Querschnitt und kleinerer Geschwindigkeit, als mit kleinem Querschnitt und sehr hoher Geschwindigkeit gebaut. Modellwindkanalversuche ergaben Wirkungsgrad, Regelbarkeit und Verteilung der Geschwindigkeit über den Querschnitt. Die Eiffel'sche Bauart ist schlechter, als die mit geschlossenem Kanal. — E. P. Warner, F. H. Berton und C. M. Hebbert, 73. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 20. Juli 1920, S. 617. AE 1001. Hn. **3335.**

Motorbau. D i e h e u t i g e n P r o b l e m e d e s F l u g z e u g a n t r i e b s (vgl. 1516 und 2224). Daß der Flug in großen Höhen ein Mittel zum Vermindern des Brennstoffverbrauchs ist, gilt nur unter der Voraussetzung, daß die verfügbare Motorleistung voll ausgenutzt wird. Beim Anstellwinkel der besten Gleitzahl wächst aber die e r f o r d e r l i c h e Motorleistung wie die Geschwindigkeit. Am wirtschaftlichsten ist also, unabhängig von der Höhe, gedrosselter Flug. — E. Weißhaar, Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 64, 24. Juli 1920, S. 587 ($^1/_2$ Sp., o. Abb.). K. Kutzbach (ebenda) meinte den Flug bei gleichbleibender Drehzahl. E. **3336.**

Motorbau. Die Schweißarbeiten an den Zylindern des Liberty-Motors. Die Lincoln Motor Co. hat für das Schweißen der Zylinder des Liberty-Motors eine Anlage gebaut, die für 100 Zylinder täglich ausreicht. Das Azetylen aus Gaserzeugern wurde über einen Wäscher zu den 48 Ständen der Schweißerei geleitet. Rückschläge in die Hauptleitung wurden nachträglich durch Filter in allen Brennerleitungen verhindert.

Bei den Schweißarbeiten bereitete die Verbindung der Ventilkrümmer mit dem Zylinderschaft Schwierigkeiten, weil diese Teile sich bei Erwärmung verzogen. Weder Einspannvorrichtungen noch Vorwärmer und Kühlhalten der Zylinder nützten. Bei der elektrischen Lichtbogenschweißung half sich die Nordyke Marmor Co. notdürftig dadurch, daß man die Teile mit Punktschweißung zusammenheftete, auf genaue Stellung prüfte und erst dann endgültig schweißte. Die Lincoln Motor Co. wählte schließlich eine Art Widerstandsschweißung: Die zu verbindenden Teile, an denen etwa 5 mm größere Schweißränder stehen bleiben mußten, wurden in geeigneten Vorrichtungen einander schnell genähert und aufeinander gedrückt, und das überschüssige Material mit Meißel und Reibahle entfernt. Das Verfahren gestattete die Schweißung von stündlich 25 Zylindern mit nur 1 vH undichten Stücken. — Der Motorwagen, Bd. 23, 20. und 31. Juli 1920, S. 371/372 und 375/376 (11 Abb.) Hr. **3337.**

Motorberechnung. Die Verbrennungsvorgänge im Explosionsmotor. Auspuffgasanalyse und Wärmebilanz. Im Motor verbinden sich brennbare Stoffe unter Wärmeentwicklung mit Sauerstoff. Rauch und Qualm weisen auf schlechte Verbrennung, das Gegenteil nicht immer auf gute hin. Zu viel oder zu wenig Luft verursacht Wärmeverluste. Aus den Molekulargewichten läßt sich die nötige Sauerstoff- und damit Luftmenge berechnen. Die Vollständigkeit der Verpuffung hängt von der Form des Verbrennungsraumes ab. Der Explosionsmotor arbeitet am wirtschaftlichsten bei normaler Drehzahl. Mit fallendem Verdichtungsverhältnis wird die Verbrennung günstiger, bei Vorzündung ebenfalls. Wasserstoff beschleunigt die Verpuffung. Kräftige Zündung ist von Vorteil. Durch Abgasanalyse stellt man die Richtigkeit des benutzten Luftüberschusses fest. — Wirth. Automobil-Rundschau, Bd. 19, April und Mai 1920, S. 104/108 und 84/89 (15 Sp., 7 Diagr.). Hn. **3338.**

Motorbeschreibung. Die B. M.-W.-Motoren.

Bauart B. M. W.		II BA.	III A.	IV.
Nennleistung	PS	120	185	220
Bremsleistung im Dauerbetrieb (bei 1400 U/min)	PS	140	185	220
Höhe, bis zu der die Leistung gleichbleibt	km	—	3,5	4,5
Spitzenleistung am Boden	PS	—	240	265
Bohrung der Zylinder	mm	120	150	160
Hub » »	mm	160	180	190
Einheitsbenzinverbrauch	g/PSh	229	197	190
Einheitsölverbrauch	g/PSh	12	10	8
Verbrauchsverhältnis	—	19	20	24
Gewicht mit Wasser, Oel und Luftschraubennabe	kg	211	286	295
Gewicht des Kühlwasser,	kg	8,5	12,5	10,0
des Öles im Kurbelgehäuse,	kg	3,5	4,0	4,0
der Luftschraubennabe	kg	5,2	6,5	6,5
Einheitsgewicht, bezogen auf Nennleistung	kg/PS	1,76	1,55	1,34
Einheitsgewicht, bezogen auf Spitzenleistung	kg/PS	—	1,19	1,11

[1]) einschließlich Untersetzungsgetriebe.

Überverdichtend; Zylinder aus Sonderzahl; Kühlmäntel aus Stahl, auf die Zylinder geschweißt; Kolben (Wärme gutleitendes Aluminium), Kurbelgehäuse aus Aluminium, mit Querrippen, durch die Luft zum Vergaser strömt, versteift. Ventile, schräg angeordnet, werden durch Kipphebel von einer öldicht eingekapselten Steuerwelle über den Zylindern betätigt. In dem Motor ist ein patentierter Höhenvergaser mit sehr geringem Benzinverbrauch. Zum Betrieb kommen Leicht- und Schwerbenzin, Benzol und andere Mischungen in Frage. Zwei Zündapparate hinten auf dem Kurbelgehäuse. Die Schmierung durch Pumpe, die außer dem Öl aus dem Ölsumpf noch ein wenig Frischöl ansaugt. Der Ölstand im Kurbelgehäuse wird durch Frischöl- und Absaugpumpe konstant gehalten.

Soweit Firmenangaben. Aus englischen Versuchen an Beutemotoren geht folgendes hervor: Verdichtungsverhältnis 6,42. Zylinder aus einem Stück. Ventilsitze gepreßt und aufgeschweißt. Neigung der Ventile 30°. Kolben aus ausgezeichnetem Material mit festen Rippen. Kolbenringe gleichachsig und auf dem halben Umfang innen gewalzt. Das Bolzenauge eingegossener Stahl. Schubstangen von kreisförmigem Querschnitt; durchgehendes Ölleitungsrohr nicht vorhanden; am größeren Ende nur zwei Bolzen; kräftige Phosphorbronzelager mit Weißmetallfutter. Ein- und Auslaßventile gleich, 72 mm Dmr, 13 mm Spindel-, 153,5 mm Spindellänge. Am Einlaßventil eine Feder, am Auslaß- zwei ineinander gesteckt. Federteller durch eine Schraube, mit Splint gesichert, gehalten. Kurbelwelle hohl; Bohrung wird von hinten nach vorn kleiner. Vergaser aus drei Einheiten, bei Leerlauf ist nur der mittlere in Tätigkeit, bei Vollgas auf dem Boden arbeiten alle drei. Höhengas wird durch Öffnen zweier weiterer Klappen gegeben. Ein Schwimmerbehälter. Das Ansaugrohr besteht aus einem wagrechten Rohr vor den Zylindern, vor denen drei Rohre zu den Vergasern laufen. Versuche ergaben:

Drehzahl	U/min	1200	1400	1600
Bremsleistung	PS	205	236	259
Einheitsbenzinverbrauch	g/PSh	186	189	191

Ein Einstundenlauf ergab: 1400 U/min. 218 PS. Mittlere Wassereinlaßtemperatur 63° C, Auslaßtemperatur 74° C. Mittlerer Öldruck 1,7 at. Einheitsölverbrauch 21 cm³/PSh, Einheitsbrennstoffverbrauch bei 50 vH Benzol 245 cm³/PSh. — The Aeroplane, Bd. 18, 10. März 1920, S. 520/533 (7 Sp., 10 Abb.). Hn. **3339.**

Motorbeschreibung. Die neueren Benzmotoren. Vgl. 0224 und 3146.

Bauart		Bz 3AV	Bz 3BV	Bz 4	Bz 5B	Bz 5	Bz 66	Bz 6V
Nennleistung	PS	185	195	200	300	300	500	500
Bremsleistung	PS	195	200	225	300	320	500	575
Spitzenleistung	PS	250	275	275	400	450	625	675
Zylinderzahl	—	6	8	6	12	12	12	12
Zylinderanordnung	—	Reihe	90° V	Reihe	60° V	60° V	60° V	60° V
Bohrung	mm	140	135	145	135	145	145	155
Hub	mm	190	135	190	150	175	200	200
Drehzahl der Bremsleistung	U/min	1400	1800	1400	1800	1500	1400	1500
Drehzahl der Spitzenleistung	U/min	1500	2000	1500	2000	1700	1600	1600
normale Drehzahl der Luftschraube	U/min	1400	1180	1400	1170	985	1400	1500
Höhe, bis zu der die Leistung gleich bleibt	km	2,3	2,8	1,8	2,6	3,0	1,8	1,8
Untersetzungsverhältnis	—	—	29/19	—	29/19	29/17	—	—
Gewicht (rund)	kg	275	310	370	430	480	695	695

Bauart		Bz 3AV	Bz 3BV	Bz 4	Bz 5B	Bz 5	Bz 6	Bz 6V
Einheitsgewicht, bezogen auf Nennleistung	kg/PS	1,49	1,59	1,85	1,43	1,57	1,35	1,39
Einheitsgewicht, bezogen auf Spitzenleistung	kg/PS	1,10	1,13	1,35	1,07	1,04	1,08	1,03
Einheitsbenzinverbrauch	kg/PS	0,215	0,220	0,225	0,225	0,225	0,225	0,225
Einheitsölverbrauch	kg/PSh	0,012	0,012	0,012	0,012	0,012	1,015	0,015
Verbrauchsverhältnis	kg/PSh	1/18	1/18	1/19	1/19	1/19	1/16	1/16

Die beiden 500 PS-Zwölfzylinder-V-Motoren haben kein Untersetzungsgetriebe, wohl aber einen Flansch, an dem ein solches befestigt werden kann. Die anderen Schnellläufer haben ein Untersetzungsgetriebe, das dem Rolls-Royce sehr ähnlich ist. Überall sind Einzelstahlzylinder mit Aluminiumkolben in Gebrauch. Die beiden Sechszylinder-Reihenstandmotoren haben je zwei Ein- und Auslaßventile; der 195 PS-Achtzylinder-V hat je ein, der 300 PS-Zwölfzylinder-V hat ein Einlaß- und zwei Auslaß-, die 500 PS-Zwölfzylinder-V haben je zwei Ein- und Auslaßventile. Der Antrieb erfolgt durch Stoßstange und Kipphebel, bei dem 195 und 300 PS von einer Steuerwelle zwischen den Zylindern, bei den Reihenstandmotoren von zwei Nockenwellen rechts und links im Kurbelgehäuse und bei den 500 PS-Motoren von drei Steuerwellen, davon eine mitten auf dem Kurbelgehäuse und je eine rechts und links im Kurbelkasten. In den V-Motoren ist je eine Schubstange angelenkt. Alle Stangen haben kreisförmigen Querschnitt, nur die Hauptstange im 500-PS-Motor hat I-Querschnitt. Die Nebenstange ist wieder rund. — Erik Hildesheim, The Aeroplane, Bd. 18, 2. Juni 1920, S. 1081/1088 (8½ Sp., 13 Abb.). Hn. **3340.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 30. September 1920 Heft 18

Die Flugzeugprüfbahn der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt und über den Luftschraubenantrieb für Eisenbahnfahrzeuge.

Vortrag von Herrn Geh. Reg.-Rat Professor Dr. Bendemann, gehalten auf dem Sprechabend der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, in Berlin, am 23. Februar 1920.

(Schluß von Seite 252.)

Abb. 12 gibt eine Anschauung davon, wie sich ein Luftschraubentriebzug etwa gestalten wird. Der von Herrn Geissen herrührende Entwurf ist für 224 Personen berechnet und wiegt besetzt 45000 kg. Dieses Gewicht verteilt sich auf 8 Achsen in 4 Drehgestellen besonderer Bauart. Zwei von diesen Drehgestellen tragen den mittleren Wagen des dreiteiligen Zuges, während die beiden Endfahrzeuge sich an den freien Enden auf je ein Drehgestell an den anderen Enden mittels tragender Gelenkkuppelung auf den mittleren Wagen stützen. Die auf beiden Enden liegenden Antriebsmotoren können durch Kupplungen auf die eine oder die andere der beiderseits vorhandenen Luftschrauben geschaltet werden. In der Fahrt läuft in der Regel nur der jeweils hintere Motor und wirkt auf die zu ihm gehörige Druckschraube. Beim ersten Anfahren, auf Steigungen und bei starkem Gegenwind wird vorübergehend der vordere Motor, auf die zu diesem gehörige Zugschraube wirkend, zu Hilfe genommen. Man darf darauf rechnen, daß man so nahezu das Doppelte der oben berechneten höchsten Anzugskraft einer Schraube, also gegen 1600 kg erreicht. Denn gibt man beiden Motoren gleichzeitig Vollgas oder läßt man zuerst den hinteren, dann erst den vorderen Motor plötzlich anlaufen, so wird für einen Augenblick die Störung der hinteren durch die vordere Schraube noch nicht erheblich sein. Die Beeinträchtigung der Triebkraft durch die jeweils nicht mitwirkende Schraube wird nicht allzu erheblich sein, wenn man diese dann frei beweglich sich selbst überläßt, so daß sie kein nennenswertes Drehmoment und somit auch keinen allzu beträchtlichen Druckwiderstand aufnehmen kann, sondern sich der Luftströmung frei anschmiegt. Ob statt des wechselweise kuppelbaren Schraubenpaares nur eine umsteuerbare Schraube auf beiden Enden in Betracht kommt, würde noch näher zu prüfen sein. Wahrscheinlich wird keine Flügelquerschnittsform zu finden sein, welche die Vertauschung von Saug- und Druckseite ohne zu große Einbuße an der Wirkung zuläßt. In Betracht kommt auch, die Flügel der für die jeweilige Fahrtrichtung nicht benutzten Schraube abzunehmen, was sich durch eine geeignete Konstruktion mit einem Zeitaufwand weniger Minuten völlig betriebssicher erreichen ließe, da man hier nicht, wie im Flugzeug und Luftschiff, auf ängstlichste Gewichtsersparnis angewiesen ist, kräftige Verschraubungen u. dgl. also anwendbar sind. Die betriebstechnischen Anforderungen an die Schnelligkeit des Wendens beim Umstellen auf Bahnhöfen u. dgl. dürften hier wohl den unbedeutenden Zeitverlust gestatten.

Die Bedienung beider Motoren soll von dem erhöhten Führerstand in der Mitte aus erfolgen.

Wesentlich ist, um den sicheren Antrieb eines Triebzuges solcher Größe durch Luftschrauben aus dem Stillstand heraus zu ermöglichen, das niedere Gewicht von nur 45000 kg, das nur etwa halb so groß ist, als bei den heutigen Wagen für gleiche Personenzahl. Das niedere Gewicht kann mit Sicherheit erreicht werden, wenn man sich dazu entschließt, die im Luftfahrzeugbau entwickelten Methoden und Materialien des »Leichtbau« auf Eisenbahnfahrzeuge anzuwenden. Auf diese Weise erscheint überhaupt eine bedeutende Steigerung der Leistungsfähigkeit unserer Eisenbahnverkehrsmittel möglich. Der gesamte Aufbau des Leichtbauwagens ist von dem heutigen grundverschieden: Heute ist auf dem durch schwere Längsträger in sich biegungs- und knickungssteifen Untergestell ein Haus erbaut, welches den Raum für die Insassen umschließt. Im Leichtbauwagen sind die Seitenwände des gesamten Wagenkastens als Gitterträger ausgebildet, was schon bei der in der Abb. 12 angedeuteten Bauart, ohne zu große Beeinträchtigung der Belichtung bzw. der Fensterflächen möglich ist und sich durch etwas abweichende Gitterform noch wesentlich verbessern läßt. Damit ist bereits der Hauptteil der Gewichtsersparnis erreicht. Selbstverständlich ist außerdem, daß nur Kugellager an den Radachsen verwendet werden, die bekanntlich vor allem beim ersten Anlauf aus dem Stillstand, worin hier die Hauptschwierigkeit liegt, sehr viel geringere Reibung bieten.

Die jetzige Zeit ist zukunftsfrohen Gedanken leider nicht günstig. Es wird geraume Zeit dauern, bis unser Eisenbahnwesen wieder seine altgewohnte Leistungsfähigkeit erlangt hat. Umsomehr freue ich mich, mitteilen zu können, daß unsere Eisenbahnbehörden, wenn sie auch für den Augenblick dem Gedanken des Luftschraubenantriebes als einer Abhilfe der Verkehrsnot keine Aufnahme gewähren konnten, sich doch mit eingehendstem Interesse der hier nur in aller Kürze dargelegten, auf ihre Veranlassung sehr eingehend durchgearbeiteten Gedanken angenommen haben.

So darf ich am Schlusse die Hoffnung aussprechen, daß vielleicht auch nach dieser, unseren ursprünglichen Zwecken fernliegenden Richtung hin, jedenfalls aber für die weitere Entwickelung der Luftfahrt die mit größter Hingabe durchgeführten Arbeiten der Versuchsanstalt in nahe Zukunft schöne Früchte bringen mögen. Den mehrfach genannten Mitarbeitern der Versuchsanstalt an dieser Arbeit möchte ich nicht unterlassen, auch hier nochmals meinen Dank und Abschiedsgruß zuzurufen. (30. Bericht der DVL.)

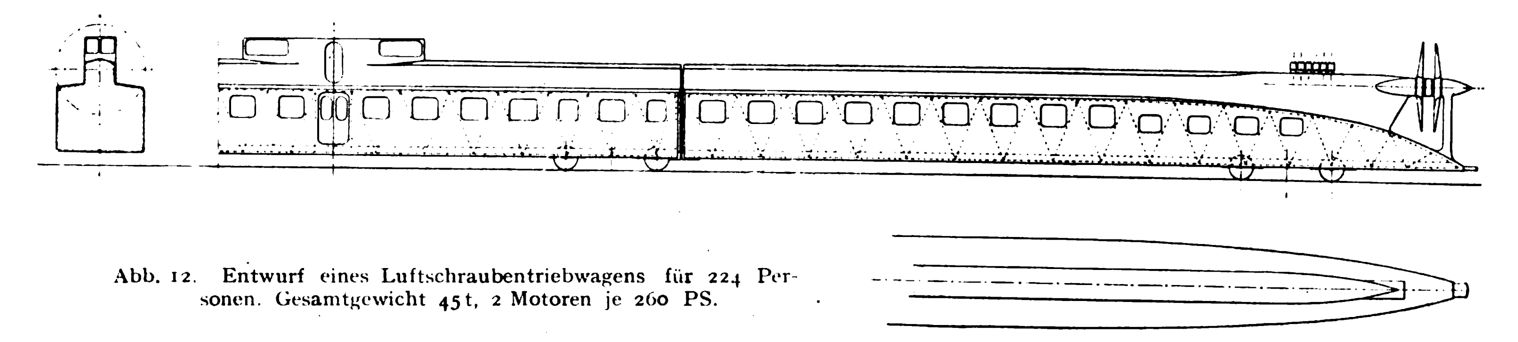


Abb. 12. Entwurf eines Luftschraubentriebwagens für 224 Personen. Gesamtgewicht 45 t, 2 Motoren je 260 PS.

Die Flugzeuge der englischen Luftfahrtausstellung 1920.

Nach englischen Zeitschriften von H. Herrmann.

Auf der Luftfahrtausstellung zu London wurden 25 Verkehrs- oder Sportflugzeuge, 3 neue und 14 alte Militärmaschinen gezeigt. Man findet nur ein- oder zweistielige Doppeldecker, 2 Dreidecker, aber keine Eindecker oder verspannungslose Tragflügel. Deutlich ist zu sehen, wie jede Firma ihr letztes Kriegsflugzeug zu einem Friedensflugzeug fortentwickelt hat. Auch der Einfluß des Royal Aircraft Establishment, das in England die-

Flugzeugfabrik und -bezeichnung	Zweck	Motorbauart	Kühlung	Rumpfbauart	Höhenflosse	Fahrgestell	Stielpaare	Flügelbauart	Lage des Führersitzes	Bemerkungen
1. Austin ‚Whippet'	Sport	6 Zyl. Stern	Luft	Stahlrohr, Stoffbesp.	verstellbar	normal Stahlrohr	1 Stahl	beiklappbar	—	Im Rumpf fehlen die Drahtauskreuzungen, statt dessen sind Streben, durch Bolzen lösbar verbunden, verwendet. Die Verspannung geschieht durch zwei im Flug auf Zug beanspruchte Stahlrohre. Der Sporn wird mit einem kleinen Hilfsseitenruder zusammen gelenkt. Austinbenzinpumpe. Vgl. Luru Seite 181.
2. Beardmore WB 2	Touren	6 Zyl. Reihe	Wasser	Holzdrahtboot, Stoffbesp.	von 0° bis 5° verstellbar	normal Stahlrohr	2 Spruce	beiklappbar	hinten	Der Führer sitzt sehr hoch und hat gute Aussicht. Es kommt nach Wunsch des Käufers ein 160 PS- oder 200 PS-Motor zum Einbau. Rumpflängsholme und Streben Spruce. Wie beim »WB 10« fördert eine Austin-Benzinpumpe den Brennstoff von einem Hauptbehälter in das Fallgefäß zum Oberdeck und von da zum Motor.
3. Beardmore WB 10	Touren	6 Zyl. Reihe	Wasser	Duralumin Stoffbesp.	von 0° bis 5° verstellbar	normal Stahlrohr	2 Spruce	beiklappbar	hinten	Der Rumpf hat Längsholme nach Art der Luftschiffe. Die Rumpfstreben sind aus Duraluminrohr mit Beschlägen an den Enden. Am Motor Aluminiumblechverkleidung, dahinter Stoffbespannung. Das Abteil für eine Person ist durch Abheben des Daches zugänglich. Flügelholme aus Spruce. In der Austrittskante Duraluminrohr. Die lackierte und gefirniste Stoffbespannung hat, wo nötig, Schaufenster.
4. Blackburn	Torpedoflugzeug	12 Zyl. Fächer	Wasser	Stahldrahtboot	—	zweiteilig Stahl	2	beiklappbar	hinten	Die Torpedoabwurfvorrichtung ist geheim. Das Fahrgestell, um den Torpedo abwerfen zu können, in zwei getrennten Hälften gebaut. Der Motor ist durch eine feuerfeste Wand vom übrigen Rumpf getrennt. Der Brennstoff wird in ein Fallgefäß gepumpt und läuft von da zum Motor. Zum Anwassern werden Sackschwimmer aufgeblasen und die Räder abgeworfen. Start vom Schiff aus.
5. Bristol Pullmann	Verkehr	12 Zyl. V	Wasser	—	—	je 2 Räder hintereinander. Das hintere trägt die Last	2	nicht beiklappbar	vorn	Der Dreidecker hat rechts und links je zwei Motoren hintereinander mit Zug- und Druckschrauben, nicht wartbar. Hinten sind zwei Höhenflossen und -ruder sowie ein Seitensteuer.
6. Bristol Tourer	Touren	6 Zyl. Reihe	Wasser	Holzdrahtboot, Stoffbesp.	verstellbar	—	2 Spruce	nicht beiklappbar	vorn	Der umgebaute Bristol-Fighter kostet 1400 Pfund. Beobachtersitz ist durch Aufbau eines beweglichen Daches zum Abteil für zwei Personen umgebaut. Zum Einsteigen ist eine Leiter vorhanden.
7. B. A. T. Verkehrsflugzeug Marke I	Verkehr	12 Zyl.	Wasser	Holzdrahtboot, Stoffbesp.	verstellbar	Streben wie bei dem Fokkereindecker	2	—	hinten	2,4 m langes, 1,8 m hohes und 1,0 m breites Abteil mit seitlicher Einsteigtür. Fahrwerk hat zwei trapezförmige Rahmen, die mitten unter dem Rumpf zusammenlaufen. Von dort laufen zwei Streben, eine zur Achse ausgebildet, zu den Rädern. Die senkrechten Kräfte werden durch ein Stahlrohr mit Federung, alle andern durch das Rahmenwerk aufgenommen. An Stelle der Steuersäule ein U-förmiger Bügel, der durch Stangen rechts und links das Höhenruder betätigt und oben ein Handrad trägt, dessen Kranz nur zu zwei Sechsteln rechts und links vorhanden.
8. B. A. T. Bantam	Kampfeinsitzer	Sternform	Luft	Oval, Birkenfurnierbeplankung	—	V-Streben am Innenstiel des Flügels befestigt, Räder innen	2	nicht beiklappbar	—	Führer sitzt in einem Ausschnitt des Oberflügels zwischen Vorder- und Hinterholm. Spannturm fehlt ganz. Zwei Vickers-M-G rechts und links im Führersitz. Rumpflängsholme Esche. Die Firma zeigt außer diesen beiden noch das Sportflugzeug »Crow«. Führersitz in einer Wanne im Fahrgestell. Vgl. Luru S. 181.
9. Central Aircraft Co. Centaur 4 B	Touren Wassersport	Sternform	Luft	—	—	zwei Schwimmer ohne Stufe auf vier Streben, in fünf Ebenen verspannt	2 Spruce	nicht beiklappbar	vorn	Hinten Stützschwimmer. Motor kann von innen angeworfen werden. Zwei Reisende hinter dem Führer. Offen.
10. Fairey	Seekampfflugzeug	12 Zyl. Fächer	Wasser	Stahlwanne	verstellbar	zwei Schwimmer mit Stufe	2 Spruce	beiklappbar	vorn	Die auffallend große Luftschraube ist untersetzt. Auf dem Oberflügel starres M-G, das durch den Luftschraubenkreis feuert. Führer dicht hinter dem Hinterholm und sieht über diesen hinweg. Unmittelbar dahinter Beobachtersitz mit Ringlafette. Rumpf wird vom Motor bis zum Beobachtersitz durch eine Stahlwanne gebildet. (Da die Gewichte verheimlicht sind, darf man Panzerung vermuten.) Hinten Stützschwimmer, um auf dem Wasser die Tragdecken beiklappen zu können. Flügelprofil im Fluge durch Verdrehen des Hinterholmes, an dem die hinteren Drittel der Rippen starr befestigt sind, veränderlich. Höhenflosse wird zwangsläufig mitverstellt. Diese Einrichtung ist Fairey patentiert. Tragdeckenkühler.



Flugzeugfabrik und -bezeichnung	Zweck	Motorbauart	Kühlung	Rumpfbauart	Höhenflosse	Fahrgestell	Stielpaare	Flügelbauart	Lage des Führersitzes	Bemerkungen
11. Martinsyde »A II«	Verkehr	8 Zyl. V	Wasser	Holzdrahtboot, Stoffbesp.	—	normal Spruce in Stahlrohrschuhen	2	nicht beiklappbar	hinten	Das Abteil hat Platz für vier Personen und ein Einsteigloch oben. Statt des Fahrgestelles können auch Schwimmer mit zwei Stufen geliefert werden, die an denselben Knotenpunkten wie das Fahrgestell befestigt werden. Das Ganze stellt ein umgebautes Militärflugzeug dar.
12. Martinsyde »F 4«	Sport	8 Zyl. V	Wasser	Holzdrahtboot Stoff	—	—	1	nicht beiklappbar	hinten	An diesen, wie bei den anderen Martinsyde-Flugzeugen, I-Holme aus 3 fach verleimter Spruce. Bis zum Führersitz Sperrholzbeplankung, sonst Stoff.
13. Martinsyde »Semi-Quaver«	Rennflugzeug	8 Zyl. V	Wasser	Holzdrahtboot	—	—	1	—	—	Für Wettbewerbe gebaut.
14. Handley-Page »W 8«	Verkehr	12 Zyl. V	Wasser	Holzdrahtboot Stoff	verstellbar	zwei Fahrgestelle mit je zwei Rädern	2	beiklappbar	vorn	Zwei Motoren seitlich mit Zugschrauben, Stirnkühlern, Brennstoffbehältern hinter den Motoren, getrennt durch feuerfeste Wände von ihnen. Der Führersitz vorn ist mit dem Abteil durch eine Tür verbunden.
15. Henry Potez	Sport	4 Zyl. mit senkrechter Kurbelwelle	Luft	Sperrholz	—	vier Räder	1 Duralumin	ganz Duralumin	hinten	Vgl. Luru S. 149.
16. Avro »Baby«	Sport	4 Zyl. Reihe	Wasser	Holzdrahtboot	nicht verstellbar	normal oder Schwimmer	1	nicht beiklappbar	—	Flog vor einem Monat ohne Zwischenlandung in 9 ½ h nach Turin und später wieder zurück. Mit ihm kann man alle Flugfiguren (Looping usw.) ausführen.
17. Avro »547 Dreidecker«	Verkehr	6 Zyl. Reihe	Wasser	Holzdrahtboot	verstellbar	mit 1 Kufe in der Mitte	2 Spruce	nicht beiklappbar	hinten	Vgl. Luru S. 149.
18. Avro »548 Dreisitzer«	Touren	8 Zyl. V	Luft	Holzdrahtboot	—	mit 1 Kufe in der Mitte	2 Spruce	nicht beiklappbar	—	Durch Einbau des luftgekühlten Standmotors an Stelle des Umlaufmotors umgeänderter »504«.
19. Short Bros.	Seeflugzeug für alles mögliche	6 Zyl. Reihe	Wasser	—	—	zwei Schwimmer mit 1 Kufe	2	beiklappbar	hinten	Kann leicht zum Militär-, Schul- oder Tourenflugzeug umgebaut werden. Die Ausstellungs-Ausführung hat zwei Sitze mit Doppelsteuer hinten nebeneinander und einen vorn. Hinten Stützschwimmer. Schwimmer mit dem Rumpf durch sechs Streben verbunden; von den Unterflügel-Ansatzstellen laufen je 1 Strebe V-förmig zu derselben Stelle am Schwimmer. Unter dem Motor zwei weitere Stiele. Die seitlichen Kräfte werden durch Spanndrähte aufgenommen. Für militärische Verwendung mit 240 PS-Siddeley-»Puma«, der dieselbe Einbaugröße hat.
20. Gebr. Short »Swallow«	Postflugzeug	6 Zyl. Reihe	Wasser	Duralumin	nicht verstellbar	normal Stahl	2 Stahl	beiklappbar	—	Ganz aus Metall gebaut. Erfahrungen hat die Firma durch Starrluftschiffbau gesammelt. Der ovale Rumpf in guter Stromlinienform hat Ringe mit L- oder kastenförmigem Querschnitt, auf die Blech genietet ist. Flügelholme, -stiele, Fahrgestell sowie andere hochbeanspruchte Teile aus Stahl, sonst Duralumin. Motoreinbau und Leitwerk ganz Duralumin, jedoch Form wie beim Holzbau. Flügelrippen Duralumin, Blechbekleidung aufgenietet. Alle Teile gestanzt. Verspannung normal, außer der Metallverwendung nichts Ungewöhnliches.
21. Sopwith Dove	Sport, Schulen	Umlauf	Luft	Holzdrahtboot, Stoff	nicht verstellbar	normal	1 Spruce	nicht beiklappbar	—	Der umgeänderte Sopwith »Pup«; hat Doppelsteuer.
22. Sopwith Gnu	Touren	Umlauf	Luft	Holzdrahtboot, Stoffbesp.	verstellbar	normal	2 Spruce	nicht beiklappbar	vorn	Abteil wird durch Öffnung von oben bestiegen.
23. Sopwith Antilope	Touren	8 Zyl. V	Wasser	Holzdrahtboot, Stoffbesp.	—	normal	2 Spruce	nicht beiklappbar	vorn	Kabine hat seitliche Tür und Oberlicht, das als Schiebefenster geöffnet werden kann.
24. Supermarine Channel-Type	Schulflugboot oder Verkehr	6 Zyl. Reihe	Wasser	Sperrholz, darüber Stoff	nicht verstellbar	— zwei Stufen am Boot	2	beiklappbar	hinten	Bootshaut sehr dünn, leicht und elastisch, hat sich aber gut bewährt. Der ovale Rumpf hat V-förmigen Gleitboden. Zwei Höhenflossen und -ruder mit negativem Einstellwinkel übereinander. Zwei Seitenruder. An den Flügelspitzen Stützschwimmer. Die ganze Steuer- und Sitzeinrichtung für den Führer auf dreieckigem Stahlrohrrahmen kann mit diesem leicht ein- und ausgebaut werden. Das Boot kann auch mit hochklappbarem Fahrgestell geliefert werden.



Flugzeugfabrik und -bezeichnung	Zweck	Motorbauart	Kühlung	Rumpfbauart	Höhenflosse	Fahrgestell	Stielpaare	Flügelbauart	Lage des Führersitzes	Bemerkungen
25. Supermarine Seaking	Sporteinsitzer	6 Zyl. Reihe	Wasser	Sperrholz, darüber Stoff	nicht verstellbar	— zwei Stufen am Boot	2	nicht beiklappbar	—	Sehr ähnlich der »Channel-Type«, hat aber kürzeren Rumpf, nur eine Höhenflosse mit -ruder und ein Seitenruder, das bis ans Wasser reicht.
26. Vikkers Vimy	Verkehr	12 Zyl. V	Wasser	vorn Sperrholz, hinten Holzstoff	—	zwei mit je zwei Rädern	2	nicht beiklappbar	vorn	Zwei seitliche Einsteigtüren. Die Kabine ist aus »Consuta«, d. h. Sperrholz mit Kupferdrahtnähten gebaut. Zwei Höhenruder mit -flosse übereinander. Zwei Seitenruder.
27. Vikkers Viking	Sport	12 Zyl. V	Wasser	Sperrholz	—	hochklappbar normal	2	nicht beiklappbar	hinten	Ohne Kabine. An den Flügelspitzen Stützschwimmer.
28. Westland Limusine Marke II	Verkehr	8 Zyl. V	Wasser	Holzdrahtboot	—	normal	2	nicht beiklappbar	hinten	Führersitz ganz links. Seitliche Einsteigtür. Benzinbehälter zylindrisch, mit einer Halbkugel vorn und hinten, hängen unter den Innenstielen am Unterflügel. Motoreinbau bildet mit Rumpfspitze eine selbständige Einheit, kann durch Lösen von 6 Bolzen abgehoben werden.

selbe Rolle, wie in Deutschland die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt und die Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik Göttingen, spielt, ist deutlich zu spüren. In England hat man während des Krieges den Bau von einstieligen Einsitzern, zweistieligen Aufklärungs- und Tagbombenflugzeugen sowie Bombenschleppern mit 2 Motoren gründlicher als in Deutschland gefördert. Die Herstellung der Einzelteile, Stiele, Holme, Beschläge usw. wurde soweit gebracht, daß sie sich fast von selbst zu normalisieren beginnen. Nur der Bau von Drei- und Vierdeckern in allen möglichen Größen und Abarten bedeutet eine kleine Abwechslung. Dicke Profile hat man dort noch nicht einmal im Modell versucht. Jede Firma hat empirisch mit großem Geldaufwand nach der besten Ausführungsform gesucht. Jetzt, wo die glänzenden Aufträge vorüber sind und die Kriegsgewinnsteuer da ist, kann man es nicht mehr, sondern muß das bauen, was erprobt ist.

Und das ist die beste Ausführungsform eines Militärdoppeldeckers.

Bei uns wurden durch Firmen, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt und Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik, Göttingen, bedeutend weniger Versuche gemacht, und doch haben sie die Entwicklung des Flugwesens nicht so auf ein totes Geleise gebracht wie in England, obgleich der deutsche Professor oftmals nur Gemeiner und der englische stets Major war. Kurz bevor das Bauverbot in Kraft trat, brachten deutsche Firmen Verkehrsflugzeuge heraus, die mit Kriegsflugzeugen keine Ähnlichkeit hatten und beim ersten Anhieb brauchbar waren. Es sei nur an die Flugzeuge von Junkers, Roland, Friedrichshafen, Sablatnig und Fokker erinnert.

Demnach ist ein englisches Reiseflugzeug ein normaler Bombenschlepper mit dickerem Rumpf. Er wird fast überall als Holzdrahtboot ausgeführt. Ein Rumpfholm wird nie durchschnitten; wenn die Bauhöhe zu gering ist, steigt man von oben ein. Spruce findet weitgehende Verwendung. Ab und zu ist das Boot bis hinter das Abteil mit Sperrholz beplankt. Der Motoreinbau stellt in der Regel ein Rumpfteil für sich dar, das man in extremen Bauarten sogar als ganzes durch Lösen von wenigen Bolzen abnehmen kann. Der Bugkühler wird mit ganz verschwindenden Ausnahmen bevorzugt. Der Motor wird an den Seiten verkleidet. Der Auspuff ist oft weit nach hinten geführt. Die Lage des Führersitzes bei einmotorigen Doppeldeckern, ob vor oder hinter dem Abteil, ist verschieden. Bei umgebauten Militärflugzeugen ist er fast immer vorn. Bei Neukonstruktionen legt man ihn meist nach hinten. Der Vorteil des vornliegenden Führersitzes ist: der Führer sitzt nahe am Motor und kann Undichtheiten an der Wasser- und Ölleitung früher feststellen, kürzere Leitungen zum Motor und oft bessere Übersicht beim Landen. Der hintenliegende Führersitz bringt die veränderlichen Lasten nach vorn in die Nähe des Schwerpunktes und größten Rumpfquerschnitts, verschafft dem Führer im Flug den Blick auf die Tragflügel, was die Steuerung sehr erleichtert, und entfernt ihn aus dem Schwerpunkt. Bei böigem Wetter läßt ein Flieger seine Maschine, je länger er fliegt, um so mehr gehen. Sitzt er dabei im Schwerpunkt, so führt sein Körper bei Änderungen der Gleichgewichtslage ja nur geringe Drehungen aus. Sitzt er aber mit einem Hebelarm von 2 bis 4 m vom Schwerpunkt entfernt, so schleudert ihn dieselbe Änderung des Gleichgewichtes, die ihn vorher kalt ließ, bald nach rechts, nach links, hebt ihn gar vom Sitz — oder er pariert jede Böe sorgfältig, und die Reisenden erfreuen sich an dem ruhigen Flug. Ob bei einem Sturz das Abteil nahe oder fern dem Motor liegt, bleibt ziemlich gleich. Die Erfahrung zeigt, daß bei der Art der Verletzungen der Zufall eine ausschlaggebende Rolle spielt.

Das letzte Fachwerk vor dem Hintersteven führt man meist mit Sperrholzbeplankung aus. Die Höhenflosse ist überwiegend, auch bei Sporteinsitzern, verstellbar. Dies geschieht durch eine vom Führersitz aus betätigte Schraubenspindel. Höhenflosse und -ruder werden oft aus Spruce, fast immer trapezförmig, mit einem Seitenverhältnis 2 bis 3 ausgeführt. Die Ruder sind selten ausgeglichen, fast nie die Querruder, die am Ober- und Unterdeck vorgesehen werden. Beschläge werden von vielen Firmen so ausgeführt, daß sie für verschiedene Flugzeugbauarten verwendbar sind. Die Holme erhalten oft I-Querschnitt und sind dann aus 3 Schichten aufeinandergeleimter Spruce gefräst. Stiele sind meist aus gleichem Material. Die Stromliniendrähte haben oben und unten Gewinde. An den Rippen kommen Lindenholzstege und Gurte aus Spruce zur Verwendung. Der Stoff wird an diesen aufgenäht. Über der Rippe auf der Bespannung liegt ein Band. Stiche diagonal, alle 10 cm einer. Rohrnieten werden immer mehr gebraucht. Der Bau all dieser Einzelteile ist durch sehr weitgehende und sorgfältige staatliche Untersuchungen geklärt und gefördert worden. Vergrößerung der Nutzlast sucht man in England angesichts der vielen erprobten starken Motoren ausschließlich durch Vergrößerung des Triebwerkes und nicht der aerodynamischen Eigenschaften zu erreichen.

Das führt zum Großflugzeug mit 2 oder 4 Motoren zwischen den Tragdecken. Bei den ausgestellten Mustern gelangen Zugschrauben, Bugkühler und außer den Motorstreben noch je 2 Stielpaare zur Anwendung. Der Führersitz liegt dann vorn in der Rumpfspitze. In einem Falle (Handley Page) liegen sogar die Benzingefäße hinter den Motoren. Ein Dreidecker, der Bristol »Pullmann«, hat 4 Motoren, davon je zwei hintereinander rechts und links vom Rumpf, nicht wartbar.

Es sind in Frankreich (Breguet), Italien (Fiat) und England (Beardmore) Flugzeuge im Bau, bei denen vorn im Rumpf 4, 3 und 2 Motoren wartbar eine und im letzteren Falle 2 gemeinsame Luftschrauben mit Hilfe einer Kupplung treiben. Auf der Ausstellung war ein Modell des noch nicht fertigen Breguet-4 Motoren-Riesenflugzeuges zu besichtigen.

Ein zweistieliges Metallpostflugzeug ist zu sehen; Neues bringt es nicht.



Handley Page zeigt Proben des Hemmschuhes der englischen Flugzeugindustrie, 14 Muster ausrangierter Militärflugzeuge, zu jeder Zeit und in beliebiger Menge zu billigen Preisen sofort greifbar. Ebenso alle Arten Kriegsflugmotoren, von denen er im ganzen 30000 Stück anbietet.

Die Wirtschaftlichkeit der englischen Reiseflugzeuge erreicht die der deutschen nicht. Das Junkers-Reiseflugzeug mit 185 PS B. M. W. mit 6 Personen im Abteil verbraucht bei 170 km/h Geschwindigkeit 37 kg Benzin in einer Stunde. Im Sparflug mit 145 km/h leistet der Motor 125 PS[1]) bei 1200 U/min, hat denselben Einheitsverbrauch, nämlich 200 g/PSh, und benötigt pro Stunde nur 25 kg Benzin. Der englische Avrodreidecker[2]) legt mit 4 Reisenden an Bord in einer Stunde 143 km zurück und braucht in derselben Zeit 42 kg Benzin (Einheitsverbrauch 265 g/PSh[3])). Im Sparflug mag er schätzungsweise 110 km/h zurücklegen und braucht dazu etwa 27 kg Brennstoff.

Das deutsche Flugzeug benötigt demnach, um mit vollbesetzter Kabine eine Person 1 km weit zu bringen, bei Vollgas 0,034 kg Benzin und im Sparflug 0,029 kg. Das englische braucht bei Vollgas 0,073 kg und im Sparflug 0,061 kg Brennstoff, also mehr als das Doppelte. Das Junkers-Flugzeug hat den Vorteil größerer Flugweite, höhere Sicherheit gegen Bruch und Brand, Mitnahme eines Wegführers, vollständige Unabhängigkeit von Witterungseinflüssen sowie bedeutend größere Geschwindigkeit. Das letztere wollen wir ja hauptsächlich durch das Flugzeug erzielen.

Der Besuch der Ausstellung hat die darauf gesetzten Hoffnungen nicht erfüllt.

[1]) Nach Angaben der Bayerischen Motoren-Werke München.
[2]) Vergleiche Luru Seite 116 und 148. Das auf der Ausstellung gezeigte Muster hatte 240 PS und 152 km/h Geschwindigkeit.
[3]) Nach Messungen in Adlershof.

Motoren der englischen Luftfahrtausstellung.

Nach englischen Zeitschriften von H. Herrmann.

Die Fülle guter Motoren mit hoher Leistung ist wohl der Hauptgrund der aerodynamisch oft sehr ungünstigen englischen Bauarten. Man hat Einsitzer mit 450 PS-Cosmos-Jupiter gebaut. Der luftgekühlte Standmotor tritt immer mehr in den Vordergrund. Sobald er genügend betriebssicher ist, bringt er Ersparnis des Kühlergewichtes und -widerstandes sowie größere Massenkonzentration und Einfachheit. Ein luftgekühlter Motor mit 1000 PS ist im Bau, aber noch nicht fertig.

Ein ganz neuer Motor ist der Zeitlin-Neunzylinder-Umlaufmotor mit veränderlichem Hub. Er wiegt weniger als 0,91 kg/PS, Bohrung 135, Verpuffungshub 181, Auspuffhub 203,5, Ansaughub 226, Verdichtungshub 203,5 mm. Der sehr lange Kurbelarm hat eine Bronzebuchse mit 9 Exzentern von je 22,5 mm Achsabstand. Auf jedem ist mittels Rollenlager eine Schubstange befestigt. Ein Planetengetriebe treibt die Bronzebuchse mit halber Zylinderdrehzahl und ruft so den veränderlichen Hub hervor.

Motorbauart	Bremsleistung	Drehzahl der		Zylinder-					Zahl der Ventile		Zahl und Lage der		Zahl und Lage der			Einheits-		Bemerkungen
		Kurbelwelle	Luftschraube	Zahl	Anordnung	Bohrung	Hub	Bauart	Einlaß-	Auslaß-	Steuerwellen	Vergaser	Zündmagnete	Wasserpumpen	Ölpumpen	gewicht	benzinverbrauch	
	PS	U/min	U/min			mm	mm									kg/PS	g/PSh	
1. Armstrong-Siddeley »Puma«	240	—	—	6	Reihe	145	190	2 Blöcke mit je 3 Stahllaufbuchsen in Aluminium	1	2	2 oben	2 links	2 hinten rechts und links	1 hinten unten	2 unten Mitte Kurbelgehäuse	1,20	232	Ventilsitze Bronze. Breite 0,61 m, Höhe 1,04 m, Länge 1,78 m.
2. Armstrong-Siddeley »Tiger«	500	1600	835	12	60° V	160	180	Stahllaufbuchse in Aluminiumblock	2	2	2 oben	4 2 rechts 2 links außen	2 hinten rechts und links	1 hinten in der Mitte	4 3 Hauptpumpen 1 Absaugpumpe	—	228	Ventilsitze Bronze. Breite 0,86 m, Höhe 1,02 m, Länge 2,08 m.
3. Armstrong-Siddeley	45	1600	1000	2	180° gegenüberliegend	127	127	Stahllaufbuchse in Aluminium	1	1	im Kurbelgehäuse	1 unter dem Kurbelgehäuse	1 über dem Kurbelgehäuse	Luftkühlung	3 hinten	—	252	Rollenlager an der Kurbelwelle. Kugellager an den anderen Teilen. Doppelzündung. Befestigung am Rumpf an vier Ecken. Breite 1,00 m. Höhe 0,62 m, Länge 0,52 m.
4. Armstrong-Siddeley (Umlaufmotor)	150	1500	1500	7	Stern	—	—	Stahllaufbuchse in Aluminium	1	1	im Kurbelgehäuse	1 hinten Ansaugrohre	1 hinten	Luftkühlung	2 hinten	1,18	—	Rollen- oder Kugellager im ganzen Motor. Doppelzündung. Befestigung am Rumpf an vier Ecken. Es kann auch ein Auspuffsammler eingebaut werden. Preßluftanlaßvorrichtung. Dmr. 1,07 m, Länge 1,04 m.
5. Armstrong-Siddeley (Umlaufmotor)	300	1500	1500	14	Doppelstern	127	127	Stahl	1	1	im Kurbelgehäuse	1 hinten Ansaugrohre	—	Luftkühlung	—	1,02	223	Einzelheiten wie oben. Dmr. 1,07 m, Länge 1,04 m.
6. Gwynne's Engineering (Umlaufmotor)	230	1300	1300	14	Stern	140	180	Stahllaufbuchsen in Aluminium, durch 4 Schrauben gehalten	1	1	im Kurbelgehäuse	1 hinten Ansaugrohre	—	Luftkühlung	—	0,98	—	Doppelzündung.
7. Gwynne's Engineering »9 PB« (Umlaufmotor)	146	1250	1250	—	Stern	—	—	—	1	1	im Kurbelgehäuse	1 hinten	—	Luftkühlung	—	—	—	—



Motorbauart	Bremsleistung	Drehzahl der Kurbelwelle	Drehzahl der Luftschraube	Zylinder-Zahl	Zylinder-Anordnung	Zylinder-Bohrung	Zylinder-Hub	Zylinder-Bauart	Zahl der Ventile Einlaß	Zahl der Ventile Auslaß	Zahl und Lage der Steuerwellen	Zahl und Lage der Vergaser	Zahl und Lage der Zündmagnete	Zahl und Lage der Wasserpumpen	Zahl und Lage der Ölpumpen	Einheitsgewicht	Einheits-benzinverbrauch	Bemerkungen
	PS	U/min	U/min			mm	mm									kg/PS	g/PSh	
8. Gwynne's Engineering »9 I« (Umlaufmotor)	110	—	—	9	Stern	—	—	—	1	1	im Kurbelgehäuse	1 hinten	2 hinten	1 hinten unten	—	—	—	—
9. Napier and Son	500	Getriebe		12	Fächer	140	—	—	—	—	3 auf Blöcken	3 vorn	2 hinten	—	—	—	—	—
10. Rolls-Royce Hawk	100	—	—	6	Reihe	—	—	Einzeln	1	1	1 oben	1 links	2 hinten rechts und links	—	—	—	—	Kein Getriebe.
11. Rolls-Royce »Falcon«	275	—	—	12	V	—	—	Einzeln, Stahllaufbuchse in Stahlkühlmantel	1	1	2 oben	2 vorn	2 hinten rechts und links	—	—	—	—	Planetengetriebe.
12. Rolls-Royce »Eagle«	360	—	—	12	V	—	—	Einzeln, Stahllaufbuchse in Stahlkühlmantel	1	1	2 oben	2 vorn	2 hinten rechts und links	—	—	—	—	Planetengetriebe.
13. Rolls-Royce »Condor«	540	1650	912	12	60° V	140	190	Einzeln, Stahllaufbuchse in Stahlkühlmantel	2	2	2 oben	2 vorn	1 unten Mitte Kurbelgehäuse	—	3	1,24	222	Planetengetriebe. Verdichtung 5 : 1.
14. Sunbeam Dyak	100	1200	1200	6	Reihe	120	130	6 Zyl. in einem Block	1	1	1 oben	2 links	1 unten Mitte Kurbelgehäuse	—	—	1,99	—	—
15. Sunbeam Arab	200 240	1600 2000	1600 2000	8	90° V	120	130	4 Zyl. in einem Block	1	2	2 oben	—	—	—	—	1,27	—	—
16. Sunbeam Maori 4	275	2100	—	12	60° V	100	135	—	2	2	4 oben	—	—	—	—	1,51	—	Luftschiffmotor. Bei 2500 U/min oder Öldruck unter 1,4 at wird die Zündung selbsttätig ausgeschaltet. Schwungrad.
17. Sunbeam Cossack 3	350	2000	—	12	60° V	110	160	3 Zyl. in einem Block	2	2	4 oben	—	—	—	—	1,55	—	Luftschiffmotor. War in die Luftschiffe R 34, R 37, R 39 eingebaut.
18. Sunbeam Matabele	420	2000	1225	12	60° V	122	160	3 Zyl. in einem Block	2	2	4 oben	—	—	—	—	1,18	0,54	Preßluft- und Handanlaßvorrichtung.
19. Sunbeam Sikh	425	1400	—	6	Reihe	180	210	Einzelzylinder, Stahllaufbuchse, Stahlkühlmantel	3	3	1 im Kurbelgehäuse	2 vorn und hinten	2 hinten rechts und links	1 hinten unten	2 mit Schneckenantrieb	—	—	Für Luftschiffe oder Flugzeuge. Eine Stoßstange treibt durch einen dreiarmigen Kipphebel drei Ventile gleichzeitig.
20. Sunbeam Sikh	850	1400	920	12	60° V	180	210	Einzelzylinder, Stahllaufbuchse, Stahlkühlmantel	3	3	1 mitten im Kurbelgehäuse	—	4 (4-fache Zündung)	2 hinten unter dem Kurbelgehäuse	—	1,04	—	Wie oben.
21. Sunbeam Manitou	300	2000	—	12	60° V	110	135	3 Zyl. in einem Block	2	2	4 oben	innen	hinten oben	1 hinten	—	1,37	—	Luftschiffmotor. Getriebe.

Reform im Patentwesen.

Von Curt Eppinger.

Am 21., 22. und 23. Oktober 1920 findet in Berlin ein Kongreß für den gewerblichen Rechtsschutz mit nachstehender Tagesordnung statt:

I. Die Forderung der Einsetzung eines ständigen Sachverständigenausschusses für gewerblichen Rechtsschutz bei dem Reichsjustizministerium.

II. Fragen zur Reform des Patentrechts: 1. Das Patenterteilungsverfahren (Notgesetz, Einzelprüfer); 2. die fünfjährige Präklusivfrist.



III. Technische Richter in Patentsachen.
IV. Die Reform des Warenzeichenrechts.
V. Internationales Recht; der Beitritt zu den Madrider Abkommen, betreffend die internationale Markeneintragung und betreffend die Bekämpfung der falschen Herkunftsbezeichnungen.

Das größte Interesse werden wohl Punkt II und III, »Reform des Patentrechtes« und »Technische Richter in Patentsachen« finden, und es wäre zu wünschen, daß die zu erwartenden Anregungen bei dem neuen deutschen Patentgesetz Verwertung finden. Über die Reformbedürftigkeit des jetzigen Zustandes im Patentrecht ist in letzter Zeit in Fachkreisen sehr viel geschrieben worden und sind bei dieser Gelegenheit das englische und amerikanische Patentgesetz zum Vergleich herangezogen. Während nun Dr. Michaelis in einem Aufsatz in der Voss. Zeitung vom 30. Juli 1920 hauptsächlich die Schattenseiten des amerikanischen Patentrechtes hervorholt, macht Prof. Dr. E. Gehrcke in derselben Zeitung vom 27. August darauf aufmerksam, daß zum mindesten die Übernahme des Erfinderprinzips in das neue deutsche Patentgesetz wünschenswert wäre. Das Interferenzverfahren ist dagegen als ungeeignet abzulehnen. Bedeutende amerikanische Erfinder u. a. auch Edison, haben die Reformbedürftigkeit dieses Verfahrens ebenfalls anerkannt und das deutsche System des ersten Anmelders empfohlen. Das deutsche Patentrecht kennt ja formal keinen Erfinder, sondern nur den Anmelder. Dadurch wird der von dem verstorbenen Patentrechtler Joseph Kohler vertretenen Auffassung, die er auch rechtsphilosophisch begründete, nämlich daß eine Erfindung lediglich dem Erfinder zugute kommen muß, nicht ganz Rechnung getragen. Es gibt ja Fälle, in denen der Schöpfer einer Erfindung nicht klar zu erkennen ist, und zwar bei den sog. Betriebserfindungen. Hier herrscht im allgemeinen die Auffassung vor, daß dieselben dem Arbeitgeber zuzuschreiben sind, da die Erfindung schließlichen Endes auf die Arbeitsgelegenheit und die zur Verfügung gestellten Betriebseinrichtungen und oftmals auch auf Kenntnis von Betriebsgeheimnissen zurückzuführen ist. Diese Auffassung trifft aber nicht immer zu. Wie auch Prof. Gehrcke ganz richtig anerkennt, können mit dieser Begründung noch alle möglichen Personen ein Anrecht auf die Erfindung geltend machen, so z. B. der Hauswirt, der Obdach gibt, der Bäcker, der dem Erfinder das tägliche Brot liefert, irgendein Verwandter, der ihn vielleicht frei aufgenommen hat u. a. m. bis den unmöglichsten Kombinationen. Anderseits wird dem Schöpfer einer Erfindung die Anregung dazu nur durch eine in einem bestimmten Betriebe vorgefundene Einrichtung oder ein sonst nicht öffentliches Fabrikationsverfahren gegeben. Es ist auch eine ideelle oder sogar praktische Mitarbeit des Arbeitgebers denkbar, wenn derselbe einen Teil der Erfindung zur Verfügung stellt. Hier muß unbedingt eine reinliche Scheidung zwischen Erfinder und Anmelder gefunden und die Nutznießung gesetzlich geregelt werden. Man erkennt aus diesen Ausführungen ohne weiteres die guten und die schwachen Seiten, sowohl der fremden als auch des deutschen Patentrechts und wie schwierig Reformvorschläge sind. Der Kongreß kann sich ein großes Verdienst erwerben, wenn er für diese Fragen eine glückliche Lösung findet.

Auch Punkt III der Tagesordnung »Technische Richter für Patentprozesse« stellt eine alte Forderung aus Fachkreisen zur Diskussion. Am 13. April ds. Js. hielt Patentanwalt Dipl.-Ing. Wassermann in der Mitgliederversammlung des Verbandes Deutscher Diplom-Ingenieure Bezirksverein Berlin, einen Vortrag, der sich eingehend mit dieser Frage beschäftigte und gerade in dem Kreise der Wissenschaftler und Techniker Beachtung verdient. Wassermann betont einleitend, daß schon in der Vorkriegszeit auf vereinzelten Gebieten Bresche in die »Rechtsprechung ohne Zuziehung des sog. Laienelementes« geschlagen ist, z. B. bei der Einrichtung der Kaufmannsgerichte, der Kammer für Handelssachen usw. Dagegen sind auf dem uns interessierenden Gebiet des gewerblichen Rechtsschutzes, soweit bei der Rechtsprechung eine stärkere Beteiligung des Laienelementes in Frage kommt, keine positiven Vorschläge in der Öffentlichkeit bekannt worden. Patent- und Gebrauchsmusterprozesse werden immer noch von den ordentlichen Gerichten, also in erster Instanz Landgericht, in zweiter oder Berufungsinstanz Oberlandesgericht (Kammergericht) und in der dritten oder Revisionsinstanz vor dem Reichsgericht entschieden. Nicht hierzu gehören das Prüfungs-, Einspruchs-, Beschwerde- und Nichtigkeitsverfahren, für welche nach dem bestehenden Gesetz das Reichspatentamt zuständig ist. Hier ist die Zusammensetzung von rechtskundigen und technischen Mitgliedern bereits durchgeführt. Die Frage der Bedürftigkeit zur Änderung des bestehenden Zustandes prüft Wassermann an Hand einer Statistik aus dem Jahre 1908, nach welcher während 2½ Jahre in Deutschland 469 Rechtsstreitigkeiten auf dem Gebiet des gewerblichen Rechtsschutzes die ordentlichen Gerichte beschäftigt haben. Die auffallend geringe Anzahl der Streitigkeiten ist darauf zurückzuführen, daß — wie in Fachkreisen bekannt ist — die Industrie und die Schutzrechtsinhaber sich scheuen, die ordentlichen Gerichte bei Patent- und Gebrauchsmusterprozessen anzurufen und sich lieber so einigen bzw. eines der mannigfachen Schiedsgerichte anrufen.

Gerade dadurch wird ja bewiesen, daß die maßgeblich interessierten Kreise die ordentlichen Gerichte als nicht geeignet für den Ausgleich der widerstrebenden Interessen halten. Dabei ist noch zu beachten, daß ein einziger Patentprozeß in seinen Folgen für die Grundlage eines industriellen Unternehmens von viel einschneidender Bedeutung sein kann als Hunderte und Tausende anderer Prozesse. Persönlich sind mir zurzeit mehrere solcher Prozesse bekannt.

Bemängelt bei dem jetzigen Verfahren wird in erster Linie, daß der Richter zur Grundlage der Entscheidung über technische Fragen durchweg auf einen Sachverständigen angewiesen ist. Schon die Formulierung der Fragen, die kraft eines Beweisbeschlusses dem Sachverständigen vorgelegt werden, setzt eine Fülle von technischen Kenntnissen und eine Beherrschung der einschlägigen technischen Materie voraus. Befriedigt nun das Gutachten die zahlungsfähige Partei nicht, so wird sie sicher ein privates Gegengutachten von irgendeinem namhaften Fachmann, der als Autorität gilt, herbeibringen. Ob nun das Gericht noch einen zweiten gerichtlichen Sachverständigen zuzieht, oder endlichenfalls ein Obergutachten des Patentamtes einholt, soll hier außer Betracht bleiben. Entscheidend ist, daß sich das endgültige Urteil stets auf Sachverständigengutachten stützt, der Techniker also letzten Endes ausschlaggebend ist.

Die Frage der gemischten Gerichte wurde auch schon eingehend in den Kongressen für gewerblichen Rechtsschutz in Leipzig — 1908 — und Ausgburg — 1914 — erörtert. Durch die Unterstützung vom namhaftesten Juristen — Wassermann nennt hier die Namen des Geheimen Justizrates Dr. Wildhagen und den des Präsidenten des Patentsenat am Reichsgericht, Bolze — fand schon auf dem Leipziger Kongreß der Gedanke des gemischten Gerichtes mit 98:53 Stimmen Annahme, und wurden dementsprechende Beschlüsse gefaßt. Leider trugen die vorläufigen Entwürfe eines Patent- und Gebrauchsmustergesetzes den Entschließungen nicht genügend Rechnung. Ebenso können sich die Freunde der gemischten Gerichte mit den Beschlüssen des Augsburger Kongresses, der sich darauf mit den erwähnten Entwürfen beschäftigte, nicht ganz einverstanden erklären. Hierin wurde wohl das Bedürfnis nach Zuziehung von Technikern bejaht, diese aber nicht für grundsätzlich erforderlich gehalten, sondern den Parteien anheimgestellt, die Zuziehung zweier vom Gericht zu ernennenden Sachverständigen als Beiräte des Richterkollegiums zu beantragen. Wassermann stellt nun eine Reihe von Forderungen auf, für deren Erfüllung sich die Ingenieure einsetzen müssen.

In erster Linie als Grundlage die Leipziger Beschlüsse.

Ferner soll die Organisation des Patentamtes dahin erweitert werden, daß Patentkammern als erste Instanz und Patentsenate als zweite Instanz geschaffen werden, die gemischte Besetzung erhalten.

Zuständigkeit für Feststellungsklagen positiver und negativer Natur und des Vorbenutzungsrechtes, Löschungsklagen, Nichtigkeitsklagen.

Das Reichsgericht soll oberste Instanz bleiben.

Schadensersatzansprüche, Ansprüche aus ungerechtfertigter Bereicherung usw. sollen der Zuständigkeit der ordentlichen Gerichte verbleiben. Diese Ansprüche können doch erst immer nach Erledigung des prinzipiellen Anspruches entschieden werden.

Als Vorbild für die vorgeschlagene Regelung wird das Österreichische Patentgesetz empfohlen.

Juristisch vorgebildete Patentanwälte sollen Vertretungsbefugnis erhalten.



Die Vorteile der Regelung werden in folgenden Punkten zusammengefaßt:

Das Patentamt verfügt über technische Sachverständige auf allen technischen Gebieten.

Die juristischen Mitglieder des Patentamtes sind mit der Rechtsmaterie vertraut.

Die Sachkunde der technischen und juristischen Mitglieder verbürgt eine schnelle Rechtsprechung und eine erhöhte Rechtssicherheit.

Die Tätigkeit der Techniker und Juristen des Patentamtes in Patentprozessen befruchtet ihre Leistungen rückwirkend zugunsten ihrer Berufstätigkeit im Patenterteilungsverfahren.

Die Zusammenfassung aller Feststellungsklagen vor einem Gerichtshof verbürgt eine einheitliche Festlegung des Schutzumfanges der Patente.

Für den Staat bedeutet die Konzentrierung der Prozesse beim Patentamt eine erhebliche Ersparnis an Staatsgeldern.

Auch die Parteien sparen. Sie sind nicht gezwungen, gegen verschiedene Patentverletzer bei verschiedenen Gerichtsständen vorzugehen.

Ebenso fallen die Kosten für Sachverständige fort.

Die vorgeschlagene Reform gewinnt nun noch besondere Bedeutung für den Berufsstand der Ingenieure. Es wird dadurch ein weiteres Feld der Berufstätigkeit erschlossen und die Patentamtslaufbahn als solche verlockend gestaltet. Auch die Standesfrage wird dabei auf das innigste berührt, weil dadurch die Gleichstellung der entsprechend vorgebildeten Ingenieure mit den Richtern stärker in Erscheinung tritt.

Was für Schutzrechtsinhaber im allgemeinen, und für die Industrie im besonderen eine derartige Reform bedeutet, braucht wohl nicht besonders betont zu werden. Die Sicherheit für eine technisch einwandfreie Entscheidung wird dadurch so groß, daß andere Erwägungen über den Austrag von Interessengegensätzen nicht mehr in Frage kommen. Dazu kommt noch die sehr hohe Ersparnis an Kosten durch Fortfall des umfangreichen Sachverständigenapparates und der Konzentrierung vor einem Gericht. Ist nun erst einmal die technische Seite eines Patentstreites einwandsfrei gelöst, so bleibt für die ordentlichen Gerichte nur das einfache Verfahren über die Höhe der Streitsumme.

Sehr interessant verspricht auch die Aussprache über das neue Gesetz der patentamtlichen Gebühren zu werden. Der Reichsverband der Deutschen Industrie hat an die Kongreßleitung den Antrag gerichtet, das erwähnte Gesetz im Rahmen der Tagesordnung zur Erörterung zu stellen. Vorher hat er sich schon mit einer Eingabe an das Patentamt gewandt, in welcher er gegen die rigoroseste der Bestimmungen des neuen Gebührentarifes, nämlich die Erhebung einer Gebühr von M. 50 im Einspruchsverfahren, Stellung genommen hat.

Es bleibt nur zu hoffen, daß die von allen Fachkreisen so dringend verlangte Reform des deutschen Patentrechtes in absehbarer Zeit Wirklichkeit wird und dabei die oben angeführten Argumente entsprechende Würdigung finden.

Bücher-Besprechungen.

„Der Ingenieur-Kaufmann". Von A. Wöbcken, Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin 1920, Oktav-Format, 212 Seiten. Preis geheftet M. 22, gebunden M. 26.

Das vorliegende Buch macht, was seine äußere Aufmachung anbetrifft, einen soliden gediegenen Eindruck. Der Inhalt zeugt von großem Wissen und viel Fleiß, den der Verfasser aufgewendet hat. Wie bereits das Vorwort sagt, ist der Inhalt in jahrelanger Arbeit im Auslande entstanden und die Angaben, besonders die Preise, teilweise überholt. Dieses macht in bezug auf die Preise am wenigsten aus, da die meisten Firmen, um einen Vergleich ihrer Preise zu ermöglichen, noch heute mit Friedenspreisen rechnen und dieselben durch Teuerungszuschläge den veränderten Zeitläufen entsprechend korrigieren. Die angeführten Preise sind im allgemeinen für die einfachste Ausführung der Maschinen, Apparate usw. angegeben.

Der Verfasser gibt Anhaltspunkte für die richtige Abfassung von Anfragen und für die Offertstellung für elektrische Antriebe, Kraftanlagen für Dampf- und motorischen Antrieb. Eines der schwierigsten Kapitel ist die richtige Abgrenzung, wie weit man bei dem vorliegenden Buch beim Leserkreis theoretische Vorkenntnisse voraussetzen soll, um danach den Aufbau der Ableitungen und Formeln zu bemessen. Dies wird im vorliegenden Falle noch erschwert, denn das Buch ist einmal für den Kaufmann, zum andern für den Ingenieur bestimmt. Hier dürfte natürlich beim Kaufmann zuviel vorausgesetzt sein, während dem Ingenieur manche Ableitung zu laienhaft erscheinen wird.

Die Disposition des Stoffes ist übersichtlich und geschickt angeordnet. Der technische Teil ist stark bevorzugt gegenüber dem wirtschaftlichen und kaufmännischen, wodurch seine Vielseitigkeit bedingt ist. Das Fehlen von Figuren macht sich im technischen Teil, ganz besonders bei der Erläuterung der Eigenschaften des Wechselstromes, für den Laien unangenehm bemerkbar, da das Verständnis für die Vorgänge durch passende Figuren bedeutend erleichtert werden könnte. Die elektrischen Daten der Apparate stimmen mit den neuesten, durch V. d. E. festgelegten Richtlinien, nicht mehr überein. Für das Nachschlagen dürfte ein Stichwortregister am Rande des Textes für den Bearbeiter von Projekten und Anfragen von großem Vorteil sein.

Es wäre zu begrüßen, wenn das Werk entsprechend dem Fortschritt in der Technik weiter ausgebaut und bearbeitet würde, da es viel wertvollen Stoff sowohl für Studierende wie auch für Leute der Praxis in sich vereinigt. Heumann.

Drang und Zwang. Eine höhere Festigkeitslehre für Ingenieure. Von Dr. Dr.-Ing. Aug. Föppl und Dr. Ludwig Föppl, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin 1920, Gr. Oktav. 390 Seiten, 144 Abbildungen, Preis M. 42,—.

Der Inhalt des nunmehr vorliegenden zweiten (Schluß-) Bandes gliedert sich in sechs umfangreiche Abschnitte: über die Schalen, die Drehfestigkeit der Stäbe, die Umdrehungskörper, die Härte, die Eigenspannungen, die Knick- und Ausweichgefahr.

Im ersten derselben wird zunächst die Berechnung der dünnwandigen Schalen ohne und mit Biegungswiderstand, insbesondere der Kugel- und Kegelschalen nach den grundlegenden Arbeiten von H. Reißner und E. Meißner eingehend erörtert und schließlich in der Anwendung des Ritzschen Verfahrens ein Weg gezeigt, auf dem für die streng nicht lösbaren Fälle Näherungslösungen erhalten werden können.

Der folgende Abschnitt bringt dann eine ausführliche Darstellung der de Saint-Venantschen Torsionstheorie. Der Drillungswiderstand kreisförmiger, elliptischer, dreieckiger, rechteckiger (Normalprofile), sektorförmiger Querschnitte wird mit Hilfe von strengen oder, wo nicht angängig, mit Hilfe von bequemen Näherungslösungen bestimmt. Die einfachen Beziehungen, die zwischen den Schubspannungen und den Geschwindigkeitskomponenten in einer Flüssigkeitsströmung von überall gleicher Wirbelstärke sowie dem Gefälle des Prandtlschen Spannungshügels bestehen, werden klargelegt und die Wichtigkeit dieser Gleichnisse, z. B. für die Untersuchung des schmalen Rechtecks, dargetan.

Die in axial-symmetrisch belasteten Umdrehungskörpern, wie z. B. im umschnürten Zylinder, im Zylinder mit Schubbeanspruchung in der Längsrichtung, sowie im unendlich großen Umdrehungskörper auftretenden Spannungszustände finden in einem weiteren Abschnitt eingehende Behandlung.

Es folgen Betrachtungen über die Härte als Körperbeschaffenheit, wie sie sich auf Grund der Theorie von Hertz einerseits, der praktischen Versuche von A. Föppl und Auerbach anderseits heute darstellt. Der Fall der auf eine ebene Platte gepreßten Kugel wird vollständig durchgerechnet und aus der Beanspruchung des Stoffes in der Druckfläche eine Begründung dafür abgeleitet, weshalb erfahrungsgemäß die zulässige Beanspruchung auf Härte weitaus höher gewählt werden darf, als auf einachsigen Druck.

Der vorletzte, den Eigenspannungen gewidmete Abschnitt bringt zunächst den Nachweis, daß innerhalb der Elastizitätsgrenze die Lastspannungen von den Eigenspannungen unabhängig sind. Hieran schließen sich Untersuchungen über die Wärmespannungen im unendlich großen Körper, im dünnwandigen Rohr, sowie über die Nachspannungen, d. h. die im Körper nach der Entlastung zurückbleibenden Eigenspannungen.

Den Schluß des Buches bildet die Bestimmung der Knick- und Kippsicherheit von Stäben, Platten, Zylindern und Kugelschalen auf Grund der Arbeiten von Prandtl, Timoschenko, Hencky und Zoelly.

Wenn auch an manchen Stellen eine größere Vollständigkeit erwünscht gewesen wäre — so haben z. B. im sechsten Abschnitt das von Blumenthal eingeführte und untersuchte, außerordentlich wichtige Verfahren der asymptotischen Integration sowie neuere Arbeiten über die unsymmetrisch belastete, biegungsfeste Schale keine Erwähnung gefunden — so ist doch nach obigem der Inhalt so reichhaltig, daß sowohl der Theoretiker wie der Praktiker mit dem in dem Werke Gebotenen sicher zufrieden sein wird. Wer zu seinem Teil zum Fortschritt der Wissenschaft beitragen will, wird in dem Werk eine Fülle von Anregungen finden, während dem Praktiker mit den bequemen Näherungslösungen gedient sein wird, zumal die Verfasser durch zahlreiche Abbildungen, flüssige Darstellungsweise und nochmalige Ableitung mathematischer Grundformeln das Verständnis in jeder nur möglichen Weise erleichtert haben. Da auch die Ausstattung eine gute ist, wird das Werk sich bald seinen festen Platz in der Bibliothek jedes Ingenieurs erobern. Schwerin.



Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt. Telefon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 22844.

1. Am 14. und 15. September ds. Js. sind die Einladungen für die **VI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung** unserer Gesellschaft versandt worden. Wir veröffentlichen umseitig die Tagesordnung für die Versammlung, die in Berlin in der Aula der Technischen Hochschule, Charlottenburg, Berlinerstr. 171/172, und im Flugverbandhause Blumeshof 17, Ecke Schöneberger Ufer, stattfindet, und sprechen die Hoffnung aus, recht viele Mitglieder und Freunde unserer Gesellschaft in Berlin begrüßen zu können. Die Einführung von Gästen, auch Damen, ist gestattet.

Auch bitten wir diejenigen Herren, welche sich an der Besprechung der Vorträge zu beteiligen beabsichtigen, um gefällige Mitteilung, wenn sie eine vorherige gedruckte Zusendung eines oder mehrerer Vorträge wünschen.

Dieselbe kann nur in beschränktem Umfange und nur soweit erfolgen, als wir rechtzeitig in den Besitz der Vorträge gelangen.

Um die Zahl der Teilnehmer an der Versammlung bald übersehen zu können, wird dringend gebeten, die der Einladung beigefügte Karte möglichst bald,

spätestens bis zum 4. Oktober 1920,

ausgefüllt an unsere Geschäftsstelle, Berlin W. 35, Schöneberger Ufer 40 pt., einsenden zu wollen. Wir werden sodann eine Eintrittskarte übersenden, die beim Eintritt zu den Veranstaltungen vorzuzeigen sein wird.

2. In Ergänzung unserer Mitteilung vom September ds. Js., Poststempel: Berlin, den 14. bzw. 15. September, die Satzungsänderung betreffend, dürfen wir sehr ergebenst darum bitten, eventuelle Vorschläge bis

spätestens 5. Oktober 1920

einsenden zu wollen. Wegen anderweitiger Inanspruchnahme ist es leider nicht möglich, spätere Eingänge zu berücksichtigen.

3. Am 14. August ds. Js. sind von der Geschäftsstelle aus an sämtliche Mitglieder Sonderdrucke des Vortrages von Dr.-Ing. Hoff, »Die Entwicklung deutscher Heeresflugzeuge im Kriege«, der am 17. August 1918 in Hamburg auf der Tagung der Gesellschaft gehalten und bis auf das Kriegsende ergänzt wurde, verschickt worden. Wir haben diese Hefte zu einem Vorzugspreis erhalten und berechnen dafür unseren Mitgliedern M. 1,50 und M. 0,20 für Porto, den ausländischen Mitgliedern M. 3,50 und M. 0,40 für Porto. Wir bitten um Einsendung des Betrages auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844.

4. Das 1. Beiheft zu unserer Zeitschrift ist erschienen und wird sämtlichen Mitgliedern zugesandt werden. Da unsere Kasse durch die sich belaufenden Unkosten außerordentlich in Anspruch genommen wird, würden wir es sehr begrüßen, wenn uns der ungefähre Selbstkostenbetrag von M. 15 für das Exemplar zurückerstattet werden würde. Einzahlungen sind auf unser Postscheckkonto Berlin 22844 zu leisten.

5. Klagen über Nichteintreffen der Zeitschrift sind fast durchweg auf Adressenveränderungen zurückzuführen. Bei künftigen Adressenveränderungen bitten wir, bei dem bisher zuständig gewesenen Postamt unter gleichzeitiger Zahlung von M. 1.—, die Überweisung der Zeitschrift an die neue Adresse zu beantragen. Sollte die Zeitschrift ohne vorhergegangene Adressenveränderung ausbleiben, so bitten wir, auch in diesem Falle immer erst bei dem Postamt die Zeitschrift zu reklamieren. Falls diese Reklamation keinen Erfolg hat, bitten wir um bezügliche Mitteilung an unsere Geschäftsstelle.

6. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Rechtsanwalt und Notar Dr. Willy Hahn, Justizrat, Berlin W. 62, Lützowplatz 2.

Hans Coler, Berlin SW. 11, Hafenplatz 4.

Dipl.-Ing. Alfons Stadie, Danzig-Langfuhr, Taubenweg 1.

Ing. Willy Mann, Suhl-Neundorf i/Oh.

cand. med. Wilhelm Hübener, Bremen, Sägestr. 36/38.

Alexander Klemin, Consulting Engineer, 22 East 17 th Street, New York.

Civiling. Henry Kjellson, Flygingeniör vid Svenska Arméns Flygkompani, Malmslätt (Schweden).

Direktor Robert Mederer, Berlin-Friedenau, Goßlerstraße 10.

7. Adressenänderungen:

Ing. E. Osterland, Zwickau i. Sa., Äußere Leipzigerstr. 12.

Major Haehnelt, Berlin W. 50, Neue Ansbacherstraße 12a.

Dr. Th. Rümelin, München, Pienzenauerstr. 61.

Regbmstr. Franken, Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 22.

Hauptmann Hesse, Dessau, Ruststr. 3.

Prof. Dr. Hans Goldschmidt, Berlin W. 9, Bellevuestr. 13.

Dipl.-Ing. Hassenbach, Strelitz i. M., Am Bahnhof 392.

Marinebaumeister Neesen, Hamburg, Pension Földner, An der Alster 82/II.

Dr. Schmidt, Friedrichshafen a. B., Geigerstr. 3.

Rheingau-Bezirks-Verein deutscher Ingenieure, Wiesbaden.

Dr. Hildebrandt, Goslar a. H., Zwingerwallpromenade 1.

Hauptmann Geerdtz, Berlin-Wilmersdorf, Waghäuselerstr. 19.

Dr. Bader, Berlin W. 15, Sächsischestr. 68.

ZEITEINTEILUNG

(Änderungen vorbehalten)

der VI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung

Mittwoch, den 13. Oktober:

Nachmittags 3 Uhr: Sitzung des Gesamtvorstandes im Bibliothekszimmer des Aero-Klubs, Blumeshof 17 I, Ecke Schöneberger Ufer.

Nachmittags 7½ Uhr: **Begrüßungsabend mit Damen** in den Räumen des Aero-Klubs, Blumeshof 17 I, Ecke Schöneberger Ufer. (Reiseanzug).

Donnerstag, den 14. Oktober:

Vormittags 9—1 Uhr: Erste Sitzung in der Aula der Technischen Hochschule, Charlottenburg, Berliner Straße 171/172.

I. **Begrüßung** der Mitglieder durch den I. Vorsitzenden.

II. **Vorträge:**

1. Professor *Wigand:* „Aerologische und luftelektrische Flüge und ihre Bedeutung für die Luftfahrt" mit Lichtbildern.
2. Direktor Ingenieur *Drexler:* „Neuzeitliche Bordgeräte zur Flugorientierung".
3. Direktor *Solff:* „Die neuesten Fortschritte auf dem Gebiete der drahtlosen Telegraphie und Telephonie" mit besonderer Berücksichtigung von Übersee-Verbindungen. (Mit Vorführungen, Lichtbildern und Film.)

Gemeinsames Frühstück in der Technischen Hochschule Charlottenburg.
(Gedeck inkl. Bedienung M. 8.50.)

Nachmittags 2½—5 Uhr: 4. Major *von Tschudi:* „Bericht über die Erfüllung des Friedensvertrages, soweit er die deutsche Luftfahrt betrifft".

5. Dipl.-Ing. *Klemperer:* „Über den Gleit- und Segelflug-Wettbewerb in der Rhön" mit Lichtbildern.
6. Oberstabsarzt Dr. phil. Dr. med. *Koschel:* „Untersuchungen über geistige Leistungen beim Aufenthalt in verdünnter Luft" mit Lichtbildern.

Nachmittags 7 Uhr: **Gemeinsames Abendessen mit Damen im großen Saal des Flugverbandhauses,** Blumeshof 17 II, Ecke Schöneberger Ufer. (Gedeck inkl. Bedienung M. 25.— exkl. Getränke.)

Freitag, den 15. Oktober:

Vormittags 9—1 Uhr: Zweite Sitzung in der Aula der Technischen Hochschule, Charlottenburg, Berliner Str. 171/172.

I. **Geschäftliches** (vorbehaltlich etwaiger Zusätze):

a) Bericht des Vorstandes (Geschäftsbericht, Rechnungslegung usw.);
b) Entlastung des Gesamt- sowie des geschäftsführenden Vorstandes;
c) Satzungsänderung;
d) Neuwahl von ⅓ der Vorstandsmitglieder oder vollständige Neuwahl, wenn die Satzungsänderungen dies erforderlich machen sollten;
e) Wahl der Rechnungsprüfer;
f) Wahl des Ortes für die Ordentliche Mitglieder-Versammlung 1921;
g) Verschiedenes

II. **Vorträge:**

7. Major z. D. Professor *von Parseval:* „Über Wirbelbildung an Flugflächen".
8. Dipl.-Ing. *Rohrbach:* „Beziehungen zwischen der Betriebssicherheit der Flugzeuge und der Bauart ihrer Kraftanlagen" mit Lichtbildern.

Gemeinsames Frühstück in der Technischen Hochschule Charlottenburg.
(Gedeck inkl. Bedienung M. 8.50.)

Nachmittags 4 Uhr: Besichtigung der Projektions-Film-Aktien-Gesellschaft Union in Tempelhof, Oberlandstraße.

Sonnabend, den 16. Oktober:

Vormittags 10 Uhr: Besichtigung des neuen R-Eindeckers bei den Zeppelin-Werken in Staaken bei Spandau.
Nachmittags 3 Uhr: Besichtigung der Gesellschaft für drahtlose Telegraphie, Großstation Nauen.

Der Geschäftführende Vorstand:

Schütte. *Wagenführ.* *Prandtl.*

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Wettbewerbe.

Air Ministry-Wettbewerb. Von den Großflugzeugen hat bisher der Vickers Vimy alle Bedingungen bis auf den Windflug, dem sich überhaupt noch keine Maschine unterzogen hat, erfüllt. Der Centaur 4 der Central Aircraft Co. mit zwei 160 PS Beardmore-Motoren muß außer Wettbewerb an den Flügen teilnehmen, da er Benzin für 725 km nicht an Bord nehmen kann. Der Geradeausflug mit einem abgestellten Motor ist bisher nur vom Vickers Vimy ausgeführt worden.

Von den Kleinflugzeugen haben bis jetzt nur der Bristol Seely-Puma, das Westland-Kabinenflugzeug und Sopwith »Antilope« die Bedingungen mit Ausnahme des Windfluges erfüllt. Der Beardmore W. B. 10 hat an den Prüfungen noch nicht teilgenommen, da die Kühlanlage schwere Mängel aufweist. Der Austin-Kestrel hatte während des Siebenstunden-Dauer- und Sparfluges Ventilbruch. Nach Ausbesserung konnte der Flug durchgeführt werden. Der Fünfminutenflug ohne Steuerbetätigung ist bisher vom Vickers Vimy, Austin-Kestral, Bristol Seely-»Puma«, vom Westland-Kabinenflugzeug und von der Sopwith »Antilope« ausgeführt worden.

Die Start- und Landungsprüfungen für Wasserlandflugzeuge sollten am 2. September ihren Verlauf nehmen, mußten jedoch aus verschiedenen Gründen verschoben werden; die zu diesen Prüfungen ausgesetzten Preise betragen 16000 Pf.-St.

An dem Wettbewerb nehmen nur 5 Firmen teil, und zwar:
William Beardmore & Co., Ltd.,
Fairey Aviation Co., Ltd.,
S. E. Saunders Ltd.,
Supermarine Aviation Works Ltd. und
Vickers Ltd.

4 Flugboote und 1 Wasserflugzeug von Fairey. (»The Aeroplane«, London, Nr. 8 vom 25. 8. 20. »Flight«, London, Nr. 609 und 610 vom 26. 8. und 2. 9. 1920.) ND. **36.**

Gordon Bennett-Pokal. An **amerikanischen** Flugzeugen werden am Gordon-Bennet-Rennen teilnehmen:
Verville Scout mit dem neuen 500—600 PS-Packard-Motor. Doppeldecker mit I-Stielen nach der Walfischbauart.
Curtiss-Eindecker mit 300 PS-Curtiss-Motor, der bis zu 410 PS leistet und mit abnehmbaren Zylinderköpfen ausgerüstet ist. Führer Roland Rolffs.
Dayton Wright-Eindecker mit 300 PS-Hispano-Suiza. Führer Rhinehardt.
Verspannungsloser Loenning Eindecker. Führer Crover Loennig.

Der **englische** Aero-Klub hat die folgenden Bewerber als Vertreter Englands bestimmt:

Führer	Flugzeug	Motor
H. G. Hawker	Sopwith-Jupiter	450 PS-Bristol-Jupiter
F. P. Raynham	Martinsyde »Semi-Quaver«	300 PS-Hispano-Suiza
P. R. Tait Cox	Nieuport »Goshawk«	320 A. B. C.-Dragonfly

(»The Aeroplane«, London, Nr. 7 v. 18. 8. 20 und »The Times«, London, 28. 8. 1920.) ND. **36.**

Auch in **französischen** Fliegerkreisen werden lebhafte Vorbereitungen zum Gordon-Bennett-Wettbewerb getroffen. Bei Nieuport ist die für Sadi Lecointe bestimmte Maschine fast fertiggestellt und wird demnächst eingeflogen werden. Auch bei Spad sind hinsichtlich der Flugzeuge für Casale und de Romanet alle Vorbereitungen getroffen. Das Flugzeug, das Borel zum Wettbewerb stellt, soll von Barrault gesteuert werden.

Man rechnet damit, daß beim Ringen um den Bennett-Pokal eine Geschwindigkeit von 300 km/h erreicht werden wird. Die Anstrengungen, die Amerika macht, um den Pokal an sich zu bringen, werden von Frankreich mit wachsender Mißgunst verfolgt. (»l'Auto«, Paris, 28. 8. 20.) ND. **36.**

Amerika.

Das Stout-Flugzeug mit freitragenden Flügeln. Die »Stout Engineering Laboratories in Detroit« bringen ein neues Flugzeug mit dicken, freitragenden Metallflügeln heraus. Die Marine hat kürzlich sechs zweimotorige Metall-Torpedoflugzeuge dieser Firma in Bestellung gegeben. Motoren vorn in den Flügeln. Spannweite 30,4 m, Flügeltiefe 2,13 m. Torpedo und Bombenabteil, oder für Verkehrszwecke Personenabteil, 9,12 m lang, 2,44 m breit und 1,83 m hoch. (Die Grundzüge der Konstruktion scheinen der Junkers-Bauart entnommen zu sein. Der Ber.) Ferner ist noch ein dreisitziger Eindecker mit dicken und freitragenden Flügeln in Sperrholzkonstruktion für Verkehrzwecke im Bau. Die Bespannung besteht aus dreifach verleimtem Sperrholz von 1¼ mm Dicke. Der Kühler kann bei Höhenflügen eingezogen werden und dient dann für die Insassen zur Heizung. (»The Aeroplane«, Nr. 7, 18. 8. 1920.) ND. **36.**

Ford übernimmt den Bau von Flugzeugen. Die Ford Motor Co. und die Firma von Henry Ford und Sohn haben sich mit einem Kapital von 20 Millionen Dollar zusammengeschlossen und sollen die Herstellung von Luftfahrzeugen beabsichtigen. (»The Aeroplane«, London, Nr. 7, 18. 8. 1920.) ND. **36.**

Deutschland.

Bei der im Handelsregister A Nr. 1086 verzeichneten **Halberstadt-Harzer Luftverkehrsgesellschaft,** Inhaber Ingenieur Kurt Oppermann und Flugzeugführer Friedrich Wilhelm Vollmer in Halberstadt, ist eingetragen: Die Gesellschaft ist aufgelöst, die Firma ist erloschen. (»Dt. Reichsanz.«, Bln., 6. 9. 1920.) ND. **37.**

Grade-Versuchs-Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Sitz Berlin. Gegenstand des Unternehmens: Die Vornahme von Versuchen und deren Ausarbeitung und Verwertung auf dem Gebiete technischer Konstruktionen. Das Stammkapital beträgt 20000 M. Geschäftsführer: Ingenieur Hans Grade in Bork, Dr. jur. Erich Jescheck in Berlin-Schöneberg. Die Gesellschaft ist eine Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Der Gesellschaftsvertrag ist am 22. Juli 1920 abgeschlossen. Als nicht eingetragen wird veröffentlicht: Öffentliche Bekanntmachungen der Gesellschaft erfolgen nur durch den Deutschen Reichsanzeiger. (»Dt. Reichsanzeiger«, Bln., 6. 9. 1920.) ND. **37.**

Daimler-Motoren-Gesellschaft mit dem Sitze zu Untertürkheim und Zweigniederlassung zu Berlin-Marienfelde: Gemäß dem bereits durchgeführten Beschluß der Generalversammlung vom 15. März 1920 ist das Grundkapital um 4000000 M. erhöht und beträgt jetzt 68000000 M. (»Dt. Reichsanz.«, Berlin, 11. 9. 1920.) ND. **37.**

England.

Versuche in den „Royal Aircraft Establishments". Nach den Angaben von Sayers haben sich die R. A. E., vorher Royal Aircraft Factory (R. A. F.) um die Entwicklung von luftgekühlten Sternmotoren besonders verdient gemacht. Alle bewährten englischen Sternmotoren mit Luftkühlung fußen auf den Versuchen der R. A. E. (bzw. der R. A. F.). Gegenwärtig macht man Versuche mit vergaserlosen, luftgekühlten Motoren, die erfolgversprechend scheinen. Der Brennstoff wird dabei direkt in den Zylinder eingespritzt, ähnlich dem Injektionsbetrieb bei dem alten Antoinette- (und dem alten Wright-, der Ber.) Motor der Jahre 1906—1908. Vorläufig ist in Farnborough eine Einheit von einem luftgekühlten Zylinder versuchsweise nach diesem Prinzip in Betrieb. Die Schwierigkeiten liegen dabei bei dem gedrosselten Lauf. Doch zeigt sich bei der Drosselungsfrage schon die Möglichkeit einer Lösung. Eine geringe Verbesserung im Brennstoffverbrauch gegenüber dem bei Vergaserbetrieb ist bereits erreicht worden. Die Bedeutung dieser Untersuchungen liegt aber vor allem darin, daß man damit auch Schweröle für Flugzwecke dienstbar machen kann, denn bisher standen der Verwendung von Schwerölen hauptsächlich die fast unüberwindlichen Schwierigkeiten der Vergasung dieser Brennstoffe entgegen.

Andere Versuche der R. A. E. beziehen sich auf Metallkonstruktionen für Flugzeuge, auf Luftschrauben mit veränderlicher Steigung und auf die beste Art, die Flügel derartiger Luftschrauben an der Nabe zu befestigen. Ferner werden Höhenversuche mit Motoren ausgeführt. Leiter der R. A. E. ist Sidney Smith. (»The Aeroplane, London, Nr. 7, 18. 8. 20, S. 367. W. H. Sayers, The R. A. E. and the Aircraft Industry.) ND. **36.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstoffkunde. Eine neue Brennstoffart: Natalit. Gutachten des technischen Ausschusses des Königl. Schwedischen Automobilklubs. Das Erzeugnis der Natalite Motor Fuel Co. Ltd. besteht aus 54,3 vH Spiritus, 55 vH Äthyläther, 0,5 vH Ammoniak und 0,3 vH Pyridin. Der Alkohol verbessert Leistung und Verbrauch, das Ammoniak fördert die Verbrennung. Doch ist der Brennstoff in Schweden wesentlich (etwa um 200 vH) teurer als Benzin. Das Skophallwerk liefert einen Motorbrennstoff aus Spiritus und Äther, der gleichfalls recht teuer ist. In Afrika liefert die Zuckerindustrie (Melasse und Zuckerrohrabfälle) billigen Spiritus. — (Nils Wener,) Svensk Motortidning, Bd. 15, 31. März 1920, S. 206/207 (2 Sp., o. Abb.). E. **3401.**

Fallschirme. Ein »Flugabend« in Ladugårdsgärde der Schwedischen Königl. Luftfahrtgesellschaft am 17. Juni brachte zwei Fallschirmabsprünge mit dem Calthrop-»Schutzengel« aus 200 m und mit dem Heinecke-Schirm aus 600 m. Beide sind von der gewöhnlichen Bauart, ein rundes »Segel« von etwa 15 m² Fläche mit einer Öffnung in der Mitte zum Verhindern des Pendelns. Der »Guardian angel« ist zwischen zwei Schalen von 0,8 m Dmr, die durch eine kurze »Nabe« mit Öse zum Befestigen am Flugzeug verbunden sind, zusammengefaltet untergebracht. Die Leinen sind in den Schalen aufgeschlossen und so befestigt, daß sie sich mit einem Ruck vom Vereinigungspunkt lösen. Man kann beim Abspringen aus etwa 50 m Höhe noch auf genügendes Abbremsen rechnen.

Der Heinecke-Schirm dagegen wird zuerst nicht tangential, sondern radial gestellt, die Leinen, die in ein Haupttragseil zusammenlaufen, tragen am Vereinigungspunkt den Schutzsack. Am oberen Ende ist der Schirm mit einer langen Leine unter Zwischenschaltung zweier Schnüre von verschiedener Länge, die bei 30 kg Last reißen, am Flugzeug befestigt. Der Schirm wird schlangenartig zusammengelegt in den Sack gesteckt und dieser verschnürt. Der Flieger trägt den Sack auf dem Rücken und kann sich darauf setzen. (Dagegen hat man jetzt Bedenken. Der Ber.) Beim Abspringen wird zuerst der Sackverschluß aufgezogen, dann reißen die Schnüre. Dieser Fallschirm braucht also länger (etwa 15 m) zum Öffnen als der Schutzengel. Er besitzt jedoch eine Leine in der Mitte zum Regeln der Fallgeschwindigkeit und zum Umstülpen nach der Landung.

Beide Arten sind durchaus betriebssicher; der deutsche läßt sich aber leichter zusammenlegen. Man kann sich mit ihm bei jeder Lage des Flugzeuges kopfüber herausstürzen. Beim englischen Schirm muß man die Verpackungstrommel von allen Teilen des Flugzeugs klar halten, bevor man abspringt, was beim Abtrudeln unmöglich ist. Auch das Beschießen des Abspringenden wird beim Heinecke-Fallschirm weniger gefährlich, da er die Fallgeschwindigkeit zu regeln gestattet. — G. V. N., Svensk Motortidning, Bd. 15, 30. Juni 1920, S. 404/406. (5 Sp., 3 Lichtbilder von Fallschirmträgern, 4 Zeichnungen.) Vgl. Flugsport, S. 651/659 1919, S. 526/533 1918. E. **3403.**

Flugberechnung. Höchstleistungen von Flugzeugen. Im Gegensatz zu Stephan und Kapteyn traut Baumann (vgl. ZFM, S. 37) den Flugzeugen keine größeren Reichweiten zu. Er kommt zu dem Schluß, daß die Ausbildung des Fahrgestells der weiteren Vergrößerung eine Grenze setzt, daß also danach gestrebt werden müsse, die Flugweite der bestehenden Größen zu verbessern. Dies kann z. B. durch Fliegen in großen Höhen geschehen, wo Geschwindigkeit und (bei gleicher Flugweite) Nutzlast bzw. Flugdauer zunehmen (2 Beispiele).

Aus einer Formel von Reißner, dem Vater der Flugzeugstatik, folgt als »Stoßfaktor« bei der Landung für eine Landegeschwindigkeit von 100 km/h doppelte bzw. achtfache Last, bei 250 km/h Landegeschwindigkeit 12 fache bzw. 50 fache Last, je nach dem Landewinkel (Gleitverhältnis 0,1 bzw. 0,2). Noch ungünstiger liegen die Dinge bei Schwimmern, bei denen man jetzt schon mit 7 facher Sicherheit zu rechnen hat. (Demnächst sollen die Ergebnisse der Berechnung eines Riesenflugzeugs mit 1400 m² Fläche und Schlüsse daraus mitgeteilt werden.) — Schwengler Het Vliegveld, Bd. 4, 17. Juli 1920 (4½ Sp., o. Abb.). E. **3404.**

Flugbootberechnung. Studie an Flugbootkörpern. Die Dicke des Gleitbodens ist nach Erfahrung festgelegt worden. Die Breite des Hauptspantes (in m) ist gleich der 2,3ten Potenz des Produktes 1,13 mal Gewicht (in t). Ein schmaler Spant ist günstiger als ein breiter, weil bei ihm größere Abfluggeschwindigkeiten erzielt werden. Den Tiefgang (in m) am Hauptspant nimmt man zu 3 durch Leistungsbelastung (kg/PS). Für das Abwassern ist ein flacher Boden am besten. Beim Anwassern bremst er sehr stark und muß große Kräfte aufnehmen. Ein V-förmiger Boden schleudert bei den Landungssprüngen das Wasser zur Seite, verbraucht dadurch Kraft und kann leichter werden. Bei der Ausführung lassen sich beide Formen vereinigen, indem man das mittlere Drittel der Bodenbreite wagrecht, die äußeren Drittel hohl-V-förmig macht. Der Längsschnitt des Kieles wird so gehalten, daß vorn an der Wasserlinie ein Winkel von 10 bis 12° ist und an der Stufe die Neigung auf etwa 3° abgenommen hat. Die Tragflügel erhalten meist einen Einstellwinkel von 3° zur Wasserlinie, so daß sie beim Abwassern 6° Anstellwinkel haben. Die Entfernung des Lotes durch den Schwerpunkt bis zur Bugspitze ist gleich der Wurzel aus dem Quotienten: Höhe der Schraubenachse über der Wasserlinie durch das Produkt 2,6 mal dem Sinus des Flügeleinstellwinkels. Der hintere Bootsteil muß so weit aufgebogen sein, daß er beim Anwassern das Wasser nicht berührt, mindestens 7°, bei ausgeführten Booten 9° bis 10°. Die Lage der Stufe ergibt sich aus der Berechnung der Lage des Metazentrums in der Ruhelage. Man findet bei der Mehrzahl der ausgeführten Flugboote zwei Stufen. Einfacher ist eine. — M. Blanchard, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. April 1920, S. 98/103 (11½ Sp., 18 schlechte Skizzen). Hn. **3405.**

Flugmessung. Geschwindigkeitsmessungen an Flugzeugen werden vorteilhaft im Dreieckflug angestellt. Der Windeinfluß läßt sich dann mit der bekannten Kreiskonstruktion zeichnerisch ausscheiden. Voraussetzung ist, daß die gerade Richtung genau gehalten, die Zeiten genau genommen werden und der Wind nach Richtung und Stärke gleich bleibt. — G. V. Nordensvan, Svensk Motortidning, Bd. 15, 31. März 1920, S. 205/206 (3 Sp., 4 Zeichnungen, 1 kleine Zahlentafel). E. **3406.**

Flugzeugbeschreibung. Das österreichische Kappa-Flugboot K 307 ist als V-Stieler mit einem 300 PS-Austro-Daimler und einer Druckschraube von 3,12 m Dmr gebaut. — The Aeroplane, Bd. 18, 25. Februar 1920, S. 431/432 (3 Sp. ohne brauchbare Zahlenangaben, 3 Lichtb. eines 1918 erbeuteten Stückes). Hn. **3127.**

Flugzeugbeschreibung. Der Wibault-Kampfeinsitzer, Versuchsflugzeug mit 237 km/h Geschwindigkeit, 220 PS-Hispano-Suiza, 1 Stielpaar, Querruder am Unterflügel, Nabenhaube, Stromliniendrähte, flaches Profil, Flächenbelastung 41,4 kg/m², Leistungsbelastung 4,10 kg/PS, Gesamtgewicht 0,90 t, Nutzlast 0,26 t (28 vH). — L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. April 1920, S. 18 (1 Sp., 1 Lichtb., Reklameaufsatz). Hn. **3408.**

Flugzeugbeschreibung. Der Pacific-Hawk ist ein Reiseflugzeug mit geschlossenem Abteil für sechs Personen einschließlich Führer. Der Rumpf ist aus Spruce, bis an die hintere Wand der Kabine mit Sperrholz beplankt und dahinter mit Stoff bespannt. Vor und hinter dem Abteil je ein Brennstoffbehälter mit je 180 l Benzin. Der Brennstoff wird durch eine Luftschraubenpumpe in einen Fallbehälter im Oberflügel gefördert. Die beiden Curtiß-OX5-Motoren liegen an der Unterdecke mit Zugschrauben von 2,55 m Dmr und 1,67 m Steigung. Stirnkühler über den Motoren. Profil R. A. F. 6. Holme I-Querschnitt aus drei Schichten Spruce. Der Rumpf liegt sehr tief, so daß der Mittelpunkt des Widerstandes auch tief liegt. Unter jedem Motor eine Fahrgestellstrebe. Die Achse trägt das Rad innen und endet am Rumpfunterholm. Länge 9,7, Spannweite 15,8, Höhe 3,3, Flügeltiefe oben und unten 2,0, Flügelabstand 2,2 m. Fläche 60 m². Leergewicht 1,20 t, Nutzlast 33 vH. Flächenbelastung 29,8 kg/m². Geschwindigkeitsbereich 70/137 km/h, Steigzeit für 1,3 km 10 min. Flugdauer 6 h. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 5. Juli 1920, S. 578 (2 Sp., 2 Abb.). Hn. **3409.**

Flugzeugbeschreibung. Das Aeromarine-Reiseflugboot 6F-5-L »New Jersey« faßt zehn Reisende, davon sechs in einem eleganten Abteil vorn in dem schönen, gut stromlinienförmigen Boot. Dahinter zwischen den Unterflügeln der Führerraum, von dem man die beiden 330 PS-Liberty zwischen den Flügeln im Flug erreichen kann, dahinter eine Kabine für vier Personen. Das Rumpfdach ist wie bei Eisenbahnwagen mit niedrigen, seitlichen Fenstern und Lüftklappen ausgestattet. Neben jedem Rohrstuhl ist ein rundes Fenster von 0,45 m Dmr. Die Motoren haben Stirnkühler und Zugschraube. Außer den Motorstreben noch je drei Stielpaare. Außen Stützschwimmer. Spannweite oben 31,6, unten 22,8 m. Fläche 129,0 m², Länge 15,2, Höhe 5,5 m. 1030 l Benzin, 90 l Öl. Gesamtgewicht 5,82 t, Leergewicht 3,83 t, Nutzlast 34 vH. Flächenbelastung 45,2 kg/m². Leistungsbelastung 6,82 kg/PS, Geschwindigkeitsbereich 76/130 km/h, Flugdauer 8 h. — Flight, Bd. 12, 5. August 1920, S. 865 (1¼ Sp., 2 Abb.), Automotive Industries, Bd. 42, 24. Juni 1920, S. 1484 (⅔ Sp.). Hn. **3410.**

Flugzeugteile. Schutzbemalung für Luftfahrzeuge. Die Unterfläche der Flügel soll möglichst hell sein, gerade wie die Unter-



seiten der Fische und anderer Tiere, und »die Himmelsfarbe zum Boden zurückwerfen«. Die oberen Flächen der Flügel müssen das Flugzeug auf dem erdfarbigen Hintergrund verschwinden lassen, soweit dies bei der ständig wechselnden Bodenfarbe möglich ist. Vor allem ist die gelblich-grüne Färbung vorherrschend, »etwas dunkler und grüner als das gewöhnliche Khaki«. Das Gelbgrün mit 556 $\mu\mu$ Wellenlänge ist aber für das Auge am besten sichtbar, diese Farbe verschwindet daher am leichtesten auf gleichfarbigem Hintergrunde. Matte Khakifarben, die unmittelbar dem Lack beigemischt werden können, sind zu empfehlen. Die Wahl der Schutzfärbung muß sich auf Messungen der Färbung des Hintergrundes für die betreffende Gegend gründen. Viele Gegenstände verraten sich dem Flieger durch den Schatten. Auch das spricht für helle Unterfläche. Gegen Entdeckung durch Lichtbildaufnahmen hilft Wahl solcher Farbenzusammenstellungen, die auf der Platte gleichmäßiges Grau ergeben. Farbenkreise als Erkennungszeichen machen den Schutz zunichte. Farbige Streifen sind vorzuziehen. — Wm. R. Weigler, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 10. Mai 1920, S. 288/289 und 300 (5 Sp., 4 Lichtb. mit Beispielen verschwindender Flugzeuge, 1 Schaulinie). E. **3207.**

Flugzeugteile. Berechnung der Flugzeugflügelholme, durchlaufender biegungssteifer Träger, die an einzelnen Punkten gelenkig sein können. Wäre dies an allen Knoten der Fall, so wäre die Berechnung einfach. Der wirkliche Holm erfordert eine Näherungsrechnung: Man vernachlässigt zunächst den Einfluß der Zug- und Druckkräfte und betrachtet nur die Biegemomente, die aus den Clapeyronschen Gleichungen folgen. Dabei kann auch die Senkung der mittelsten Stütze berücksichtigt werden. Die Gleichungen sind nach einem Verfahren von P. Sonier (Génie Civil vom 19. April 1919) zeichnerisch abzulesen. Die parabolischen Linien der Feldmomente. Die Tangenten an diese in den Knoten liefern die Stützkräfte, aus denen sich die Längskräfte und damit eine Berichtigung der Biegemomente, die 10 vH betragen kann, ergeben. Die Stützensenkung erhält man aus Winkeländerungen der Fachwerkdreiecke infolge der Längenänderungen der Stäbe, am besten zeichnerisch.

Die zeichnerische Auflösung der Clapeyronschen Gleichungen beruht darauf, daß die Konstanten der Gleichungen mit Ausnahme je einer einzigen gleich Null gesetzt werden. Dann entstehen Gleichungen mit je zwei statt drei unbekannten Momenten, nach denen man von beiden Balkenenden her ein System von Punkten, »Reduzierern«, konstruiert. Der Abstand der mittelsten Reduzierer liefert das Moment, dessen zugehörige »rechte Seite« nicht Null gesetzt war. Die übrigen Momente folgen aus ähnlichen Dreiecken über den einzelnen Feldern. Diese Momente, in geeigneter Weise addiert, geben die Lösungen der ungeänderten Clapeyronschen Gleichungen, die bewußten Knotenpunktmomente. (Anwendung auf einen Balken über 5 Stützen). — C. Gourdou und J. Leseurre, L'Aéronautique, Bd. 1, Mai 1920, S. 545/549 (9 Sp., 5 Zeichn.). E. **3129.**

Flugzeugteile. Versuche an Fokker-Fahrgestellen von nach Amerika ausgelieferten Flugzeugen ergaben eine weit größere Festigkeit als der Durchschnitt. Die Streben waren nahtloses Stahlrohr in Stromlinienform. An dem oberen Ende ist eine Kugel angeschweißt, die in eine Pfanne an den Längsholmen des Rumpfes paßt. Unten sind die Streben an einen viereckigen Kasten geschweißt, der die Federung enthält. Die Achsverkleidung hat Flügelprofil und trägt 4 vH des Gesamtgewichtes. Das ganze Fahrgestell mit Rädern usw. wiegt 45 kg, die Achsverkleidung 4,5 kg. — Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1319 (½ Sp.). Hn. **3413.**

Flugzeugunterbringung. Das Bristol-Seeflugzeugdock. (Nach den Lichtbildern zu urteilen, können nur Flugzeuge, deren Schwerpunkt nicht weiter als 6 m vom Bug entfernt liegt, auf dem Dock platzfinden. Der Ber.). — The Aeroplane, Bd. 18, 11. Februar 1920, S. 324 (1½ Sp., 2 Lichtb.). Hn. **3132.**

Hubschraubenflugzeuge. Das Alérion von Lacoin und Damblanc unterscheidet sich von einem gewöhnlichen Flugzeug vor allem dadurch, daß die Flügel durch beiderseits eine vierflügelige Schraube ersetzt sind. Spannweite 15 m, Länge 2 m, Schraubenflügelfläche 40 m². Rumpfbreite 1,2 m. Zwei 120 PS-Le Rhone-Motoren sind vorn im Rumpf schräg eingebaut und treiben je eine Schraube mit 160 U/min. Zwei Höhenflossen je 2 m². Gesamtgewicht mit Führer und Betriebsstoff für ½ h 1,2 t, Flächenbelastung 30 kg/m². Ruderfläche 1,4 m².

Wenn das Flugzeug sich senkrecht erhoben hat, wird mit einem besonderen Verwindungshebel den Schraubenflügeln, die hinten laufen, eine größere Steigung erteilt als denen, die sich gerade vorn befinden. Dadurch kippt das Flugzeug einige Grad nach vorn, und eine Komponente des Schraubenschubes bewirkt den Vortrieb.

Wenn einer der Motoren versagt, treibt der andere durch eine Zwischenkupplung beide Schrauben. Wenn auch dieser aussetzt, betätigt der Führer seine Flügelverstellvorrichtung, die Schrauben drehen sich dann wie im gewöhnlichen Flug weiter, bremsen den Fall und liefern eine Art Gleitflug.

Hilfseinrichtungen dienen dazu, die Motoren einzeln anzulassen, die Schrauben selbsttätig ein- oder auszukuppeln und die Motoren zu kuppeln. Die Verstellung der Schraubenflügel, die doch auch guten Wirkungsgrad haben sollen, ist bei den Stößen, die zu erwarten sind, recht schwierig. Ob eine solche Anordnung gleitet, ist zweifelhaft. Auch das senkrechte Absteigen mit losgekuppelten Hubschrauben ist noch nicht gelöst (vgl. S. 134). — Ernest Archdeacon, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Juni 1920, S. 168/172 (8 Sp., 3 Zeichn., 1 Lichtb. des Alérion). E. **3133.**

Hubschraubenflugzeuge. Betrachtungen über das Schraubenflugzeug, das heute durchaus möglich ist. Gleichzeitige Seitenbewegung müßte indes die Hubwirkung wesentlich ändern, weil auf beide Flügeln ein ganz verschiedener Wind wirkt; das führt zu starken Erschütterungen. Ob eine besondere Vortriebschraube vorhanden oder die Hubschraube geneigt ist, ist im wesentlichen dasselbe. Es wären indes Versuche nötig. — M. de Pishoff, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Juni 1920, S. 179/180 (2½ Sp., 1 Zeichnung eines Flugzeugs mit zwei Hubschrauben und einer Vortriebschraube). E. **3134.**

Literatur. Berichte des Luftfahrtbeirats:

Nr. 251. Messungen an Flugzeugrümpfen, Handley-Page mit zwei Schwanzbauarten (Griffiths und Powell) bzw. mit einem Modell 1 : 5 des BE 2c (Powell und Relf), letztere in fünf verschiedenen Windkanälen; das hatte keinen Einfluß, auch die »Kennwerte« (Geschwindigkeit mal Länge) nicht.

Nr. 592. Unfälle bei gewissen Flugzeugen, mit besonderer Rücksicht auf das Trudeln (Unfalluntersuchungsausschuß). Die Hauptursache war, daß Flugschüler von einem schwer trudelnden auf ein unstabiles Flugzeug kamen. Die physiologischen Wirkungen langen Trudelns führen auch bei erfahreneren Fliegern zum Bruch. »Es ist unnötig und gefährlich, mit Rücksicht auf die Steuerbarkeit unstabile Flugzeuge zu bauen, da diese auch mit stabilen Flugzeugen erreicht werden kann.«

Nr. 599. Widerstand geneigter Streben (Powell), gleich dem Widerstand einer ähnlichen senkrechten Strebe mit gleicher projizierter Fläche, außer für zylindrische Drähte.

Nr. 601. Versuche mit einem verwundenen Tragflügel (Bryant). Auftrieb und Widerstand nach den Versuchen und nach der Berechnung durch Zusammenfügen der Werte für die einzelnen Flügelelemente stimmen überein, die Rollmomente aber nicht; sie sind nach den Versuchen vom Widerstand unabhängig. Die Berechnungsart versagt daher für das Trudeln. Fehler in der Annahme des Profils haben, vor allem für die Flügelenden, großen Einfluß.

Nr. 612. Einfluß der Beschleunigungen auf den Rumpfwiderstand (Cowley und Levy). Versuche und Überlegungen über die »virtuelle Masse« (infolge nicht stationärer Strömung). Bei guten Stromlinienformen ist der Einfluß sehr gering.

Nr. 623. Trägheitsmomente eines Ellipsoids in einer Flüssigkeit (Lamb). Bei geradliniger Bewegung eines Körpers in der Flüssigkeit wird seine Masse um einen Bruchteil der verdrängten Flüssigkeitsmasse scheinbar vergrößert. Der Bruchteil wird für verlängerte Ellipsoide berechnet.

Nr. 241 (berichtigt). Untersuchung des Bruches von Auspuffventilfedern (Simmons).

Nr. 256. Windkräfte auf Streben und Drähte (Cowley, Simmons und Coales).

Nr. 638. Längsstabilität eines Flugzeugs (Glauert), theoretisch behandelt für freie und feste Ruder und für zwei Lagen der Schraubenachse. — Aircraft Engineering, Bd. 1, Juni 1920, S. 174 (2 Sp., o. Abb.). E. **3135.**

Luftschraubenberechnung. Ein grundlegender Satz der Luftschraubentheorie. Nach Bairstows Buch über »Angewandte Aerodynamik« kann die Schubkurve einer Luftschraube abhängig von der Drehzahl für irgendeine Fluggeschwindigkeit in eine andere mit anderer Fluggeschwindigkeit umgerechnet werden. Tatsächlich fallen die Kurvenmessungen von Riabuchinsky an Schrauben mit symmetrischen Flügeln innerhalb der Versuchsfehler zusammen, wenn man sie auf gleiche Geschwindigkeit umrechnet, mit Ausnahme der Standkurve, die aus zwei Parabelästen besteht, aber im Nullpunkt streng genommen einen Größtwert, einen Kleinstwert und zwei Wendepunkte besitzt, wie sich durch einen Grenzübergang von den übrigen Kurven aus zeigen läßt. Daher sind Standmessungen nicht geeignet zum Untersuchen von Fahrtschrauben, während man anderseits von einer einzigen Fluggeschwindigkeit auf alle anderen umrechnen kann.

Schubkurven gleicher Drehzahl abhängig von der Fahrgeschwindigkeit lassen sich ebenfalls ineinander überführen. Vorzuziehen ist jedoch die dimensionslose Darstellung. — A. R. Low (Gelegentliche flugtechnische Aufsätze, Nr. 2. Aeronautics, Bd. 18, 17. Juni 1920, S. 466/467 (4 Sp., 5 Schaubilder). E. **3416.**

Materialkunde. Bedingungen für das Werfen von Sperrholz und Verfahren, es zu vermindern: Am wichtigsten ist der Feuchtigkeitsgehalt; die Zahl der Dickten muß ungerade sein; die Fasern aufeinander folgender Dickten sollen möglichst wenig voneinander abweichen; Furnier geringer Dichte wirft sich wenig, am wenigsten dann, wenn das Innenstück dick und die Seitenblätter dünn sind. — Armin Elmendorf, Aviation, 1. Februar 1920, berichtet von Aircraft Engineering, Bd. 1, April 1920, S. 122. E. **3139.**

Materialkunde. Photographische Messungen der Elastizität und Dehnung. Einfluß kreisförmiger Bohrungen auf die Spannungsverteilung in gezogenen Baugliedern. (Bericht über einen Vortrag von Professor Coker.) Bei einem Band mit Bohrung in der Mitte treten die größten Spannungen an den Lochrändern zunächst den Kanten des Bandes auf, von da nimmt die Spannung nach den Kanten hin ab. Die Ergebnisse gelten jedoch nicht für Löcher, die von Nieten oder Bolzen beansprucht werden. — Machinery, 18. März 1920, berichtet von Aircraft Engineering, Bd. 1, Mai 1920, S. 122. E. **3140.**

Meßgerätebeschreibung. Luftfahrtinstrumente; allgemeine Grundlagen ihrer Herstellung, Prüfung und Verwendung (Aeronautic instruments, general principles of construction, testing and use). Grundlegende Unterscheidung zwischen Bord- und Versuchsinstrumenten, die meist aufzeichnend eingerichtet werden und vor allem zu Leistungsprüfungen dienen. Bordgeräte müssen leicht und widerstandsfähig, Versuchsgeräte vor allem genau sein. Flugzeuginstrumente sind jetzt besser durchgebildet als die für Luftschiffe, die außerdem einen anderen Meßbereich haben.

1. »Höheninstrumente«: Höhenmesser, gewöhnliche Barometer, zeigen Fehler infolge der Flugbewegung und Schwingungen; die Meßdosenbewegung wird rd. 400 mal vergrößert; eine Bimetallstange soll den Temperatureinfluß ausgleichen. Höhenschreiber enthalten 2 bis 5 Meßdosen übereinander, jede hat innen ein Paar Stahlfedern; die Vergrößerung ist der nötigen Schreibkräfte wegen geringer. Temperaturschreiber werden mit Bimetall-Gliedern oder mit empfindlichen Bourdon-Rohren mit Quecksilber- oder Ätherfüllung gebaut. Für Leistungsprüfungen werden »Stielthermometer« für unmittelbare Ablesung verwendet. »Aerographen« enthalten ein aufzeichnendes Haarhygrometer, außerdem Barograph und Thermograph. Statoskope zeigen schwache Höhenänderungen, sie sind für die meisten Flugzeugzwecke zu empfindlich. Ein wärme-isoliertes Gefäß ist mit der Außenluft durch einen Glasrohr-Druckmesser mit einem roten Flüssigkeitstropfen verbunden; statt dessen verwendet man auch Metallblatt-Druckmesser mit Zeiger. Steiggeschwindigkeitsmesser geben den Druckunterschied an den Enden einer Kapillare, die einen wärme-isolierten Luftbehälter mit der Außenluft verbindet. Das amerikanische Eichamt hat ein Aneroidgerät gebaut. Nachthöhenanzeiger: »Optisches Projektionsgerät« nach Art der Entfernungsmesser, vor allem für niedrig fliegende Seeflugzeuge.

2. Geschwindigkeitsmesser: Staudruckmesser mit Gefahranzeiger für zu geringe Geschwindigkeit, ist von der Höhe abhängig. Für die Membrane der Anzeige-Druckmesser wird außer Wellblech auch Gummi oder lackierte Seide verwendet. Je größer die Kräfte, desto zuverlässiger die Anzeigeübertragung. Den größten Druckunterschied, nämlich 6,4 fachen Staudruck, gibt die Vereinigung von Pitotrohr und Venturidüse, die in Amerika im Kriege gebraucht wurde. Anemometer (Windräder oder Schalenkreuze) werden unmittelbar oder elektrisch mit einem Drehzähler verbunden. Absolute oder Grundgeschwindigkeitsmesser wurden als optische Abdrängungsmesser mit Erfolg gebaut; man brauchte aber ein Gerät, das von der Sicht des Grundes nicht abhinge.

3. Richtungs- und Lagenzeiger: Kompasse mit Kreisel für Flugzeuge noch nicht mit Erfolg gebaut; magnetische mit kurzer Schwingungsdauer wirken als Wendezeiger, werden aber nicht mehr gebaut. Es gibt solche mit Luft- und Flüssigkeitsdämpfung, mit ebenen und senkrechten Rosen. Wendezeiger sind aerodynamisch (Unterschied des statischen Druckes an den Flügelenden, müssen also in einem Luftwirbel auf Null zeigen) oder gyroskopisch (Kreisel zeigen die absolute Drehung, bei einem Gerät empfindlicher, bei dem anderen auch der Größe nach). Neigungsmesser (inclinometers) geben die wahre Fluglage, Querlagenanzeiger (banking indicators) das »Hängen« aus der richtigen Fluglage. Erstere können nur mit Kreiseln genau zeigen. Diese wirken in jedem Fall wie ein Pendel langer Schwingungsdauer, sprechen also auf vorübergehende Beschleunigungen nicht an, werden aber »von dauernden Beschleunigungen in einer Richtung« (Die gibt es nicht! Der Ber.), z. B. »beim ständigen Kreisflug« (dabei wechselt doch die Richtung! Der Ber.), beeinflußt. Für Längsneigungen verwendet man meist Flüssigkeit in geschlossenen Rohren. Als Querlagenzeiger sind Libellen, beiderseits um 20° gebogen, oder Pendel in Gebrauch. Anstellwinkelmesser für den Winkel zwischen Flügelsehne und Flugrichtung werden als Windfahnen oder Druckunterschied-Messer gebaut, letztere ähnlich wie Abtrittanzeiger für den Winkel des Schiebens: zwei seitliche Öffnungen in einer Kugel, deren Druckunterschied gemessen wird. Abdrängungsmesser für die Quergeschwindigkeit infolge des Windes, eine Linie, die dem Weg der Gegenstände parallel gedreht wird. Kursfinder sind mechanische Vorrichtungen zum Bestimmen von Flugrichtung und Abstand.

4. Drehzahlmesser: ein Gerät zeigt die Drehbeschleunigung an. Am genauesten, aber auch am verwickeltsten, sind die Uhrwerk-Tachometer, die die Umdrehungen in einem bestimmten Zeitraum wirklich zählen. Die Fliehkraft-Drehzähler sprechen auf die Lagenänderung einer umlaufenden Masse an, die magnetischen auf die Wirbelströme, die ein umlaufender Magnet in einer leitenden, durch Feder gebremsten und mit Zeiger verbundenen Scheibe hervorruft; die elektrischen messen die Spannung einer Dynamo; der Luftzähigkeits-Drehzähler mißt, wie das Torsions-Viskosimeter, das Produkt aus Zähigkeit und Drehzahl, hier also die letztere, die Luftpumpenbauart mit einem Windrad die Kraft einer mitumlaufenden Pumpe, das Flüssigkeits-Tachometer den Pumpdruck einer von der zu messenden Welle angetriebenen Kreiselpumpe. Der Vergleich mit einer stark gedämpften Flüssigkeitssäule gibt die Drehbeschleunigung. Die mechanische Ausführung der einzelnen Bauarten zeigt noch Unterschiede.

5. Benzinstandmesser: Schwimmer-Standmesser, einfach, und Benzindruckmesser am Boden der Behälter, mit Anzeiger am Instrumentenbrett; oder Venturi-Messer oder andere Durchflußmesser, bei denen die Kraft der strömenden Flüssigkeit einen Körper gegen die Schwere oder eine Feder hebt.

6. Thermometer und Druckmesser für Kühler, Schmierung und Benzinbehälter. Fernthermometer, mit Flüssigkeits- oder Dampffüllung, Anzeige durch Bourdon-Rohr; ähnlich bei den Luft- und Öldruckmessern.

7. Zeitmesser, nichts Neues außer den »umkehrenden Stoppuhren« für Zielfernrohre.

8. Sauerstoffapparate: Drucksauerstoff, flüssiger oder chemisch gebundener. In Amerika nur in Druckflaschen mit selbsttätigen Reglern je nach der Höhe (durch Membranen).

9. Ausrüstung für Ballone und Luftschiffe: Wasserballastvorratsmesser, mit Druckanzeige; empfindliche Luftdruckmesser für die Ballonette und Wasserstoff-Druckmesser für die Hüllen, am besten mit Membranen. Elektrische Widerstandsthermometer für die Gastemperatur; Wasserstoffentdecker mit osmotischer Druckmessung.

Das amerikanische Eichamt hat eine reichhaltige Sammlung von Luftfahrtinstrumenten aus allen Ländern. Es hat den Instrumentenbau auf wissenschaftliche Grundlage gestellt. Untersucht wurden die Elastizität, der Temperatureinfluß und die Nachwirkung zusammengesetzter Verbände (z. B. Feder und Membrane), Bimetallstangen zum Temperaturausgleich, Auswuchten gegen Drehbeschleunigungen und Schwingungen, Übersetzungen für proportionale Ausschläge, Wirkung von Dämpfen usw. Die Luftfahrtinstrumentenabteilung nahm, teilweise auf Anfordern der Luftstreitkräfte oder des Landesbeirats, folgende Arbeiten vor: a) Änderung des Meßbereiches von Barographen durch äußere Federn und Versuche, die Tinte entbehrlich zu machen; b) Umbau von Höhenmessern in Druckmesser durch Änderung der Übertragung und Anbringen besonderer Teilungen für Zwecke von Flugzeugprüfungen; Anbringung der Hauptfeder handelsüblicher Höhenmesser so, daß die Nachwirkung geringer wurde; c) Bau eines genauen Höhenmessers mit 6 mm Zeigerausschlag für je 30 m Höhe und mit besonderer Anordnung zum Ausschalten der Nachwirkung: Die Tragfeder war gegen die Membrane sehr steif; d) Bau eines Steiggeschwindigkeitsmessers für unmittelbare Ablesung mit Kapillare, aber ohne Flüssigkeit; e) Bau des Modells eines besonders einfachen Kreiselstabilisators; f) Anwendung der Laufbildkammer zum Aufnehmen der Meßgeräte bei Flugprüfungen; Kino, Instrumente, Beleuchtung und Zeitmeßvorrichtung bildeten eine Einheit, die statt des Beobachters eingebaut wurde. — In Amerika wird die feinmechanische Erzeugung im Gegensatz z. B. zu Frankreich durch die Einstellung auf die Massenherstellung beeinträchtigt.

Prüfen der Meßgeräte: Eichen bei verschiedenen Temperaturen oder anderen veränderlichen Einflüssen. Am wichtigsten sind: besonders tiefe Temperaturen, Änderungen von Luftdruck und Luftdichte, Beschleunigung und Neigung, Schwingungen, verstrichene Zeit. Das Ergebnis wird in Eichkurven oder Korrektionstabellen mitgeteilt. Prüfungen: Bei der Fabrikabnahme (stichprobenartig), kurze Prüfungen für Frontinstrumente (größter Fehler oder Temperatureinfluß), allgemeine Prüfung des Eichamtes (vollständige Eichkurven, Zahlenwerte für Temperatur- und andere Fehler, zum Vorausberechnen des Verhaltens), genauere Prüfungen für Mustergeräte neuer Bauart (künstliche Alterung auf besonderen Schüttelständen, Beobachtung der festen Einstellung und Genauigkeit), Sonderprüfungen für Versuchsgeräte (mit größerer Genauig-



keit), Prüfungen mit Nachahmung des Flugverlaufes für Höhenmesser (zum Ausschalten der elastischen und Temperaturnachwirkung), vor allem für Rekordbarographen. Der Einfluß der Änderungsgeschwindigkeit ist bei Höhenschreibern beträchtlich; die Hysteresisschleifen werden um so weiter, je höher die Temperatur; gleichzeitig wächst die Empfindlichkeit; diese kann durch Bimetallhebel nicht völlig ausgeglichen werden; sonst ist diese Ausgleichart aber besser als die mit Luftfüllung der Dosen.

Verwendung der Meßgeräte: Wenn die Instrumente bei den Fliegern teilweise wenig beliebt sind, für Bombenwürfe, Fern-, Nacht- und Wolkenflüge, Landen auf glattem Wasser, Geschwader-, Lichtbild- und Erkundungsflüge sind sie unentbehrlich, noch mehr bei Luftschiffen. Vorsichtsmaßregeln: Nur vom Eichamt geprüfte Geräte nehmen; die Prüfung muß kurz vor dem Einbau geschehen; bei genauen Ablesungen die Berichtigungen beachten, ferner das Nachhinken; alle sechs Monate überholen; beschädigte oder fehlerhafte Instrumente auswechseln und einsenden, auch wenn der Nullpunkt richtig scheint. Die Verwertungsstellen können aus einer Zahl beschädigter Instrumente einige brauchbare zusammenbauen. Auf die Möglichkeit des Auseinandernehmens ist beim Einkauf zu achten. Zuweilen müssen dabei neue Teilungen angefertigt werden.

Versuchsgeräte werden sorgfältiger behandelt. So sind für Höhenrekorde nur genau geprüfte Druckschreiber zu verwenden; das Uhrwerk muß zuverlässig sein und rasch umlaufen; toter Gang muß vermieden sein; die Schreibfeder darf nicht reiben und muß fein schreiben, Druckteilung ist erwünscht; während des Aufsteigens ist ein Thermometer im Barographengehäuse abzulesen. Für die Höhenmessung verwendet man zwei Druckschreiber und nimmt das Mittel der berichtigten Ablesung; am Boden wird auf den wahren Druck eingestellt. Die Lufttemperatur ist wenigstens alle 0,6 km zu messen. Für die Höhenberechnung hat das Eichamt Tafeln herausgegeben. Die Bodenhöhe ist hinzuzufügen. Für die Höhenrekorde nach internationaler Vorschrift genügt ein Druckschreiber; die Berichtigungen sind anzubringen; die Berechnung erfolgt nach der internationalen Formel. Hier wird beim Abfliegen auf den Druck, der zur Höhe der Bodenstation gehört, eingestellt.

Weitere Aufgaben des Instrumentenbaues: a) Benzindichtemesser; b) bessere Druckschreiber mit besseren Uhrwerken, weiterer Teilung und weniger Fehlern; c) zuverlässiger Kompaß ohne Wende- und Flüssigkeitsfehler; d) Geschwindigkeitsmesser für Luftschiffe; e) Kreiselstabilisator für unstarre Körper (für absolute Geschwindigkeitsmesser!). — (Vortrag vor der amerikanischen Gesellschaft der Maschinenbauer auf der Frühjahrstagung, Mai 1920.) Mayo D. Hersey, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 31. Mai und 7. Juni 1920, S. 403/405, 437/438 und 450 (16 Sp., 4 Lichtb., 5 Eichkurven). E. **3417.**

Motorbau. Die Verwendung von Wasserstoffgas als Brennstoff für Luftschiffmotoren wurde in England ausgebildet. Wenn ein Luftschiff mit Vollgas auf allen Motoren fliegt, wird es dauernd leichter, und zwar entspricht 1 l Benzin 0,742 m³ Wasserstoffgas. Ein englischer Ingenieur hat während des Krieges an dem Ansaugrohr kurz vor den Einlaßventilen eine Wasserstoffleitung mit Drosselklappe und Lufteinlaß angebracht. Bei reiner Wasserstoffverwendung klopft der Motor, gibt man aber einen Teil Benzingemisch hinzu, so läuft er befriedigend. Geregelt wurde von Hand. In italienischen Luftschiffen wurde diese Einrichtung auch eingeführt. Sie vergrößert die Reichweite um etwa 20 vH. Es sind jetzt in England und Amerika Vergaser mit Wasserstoffzusatz und selbsttätiger Regelung patentiert. — The Aeroplane, Bd. 18, 18. Februar 1920, S. 362 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **3142.**

Motorbeschreibung. Der 175 PS-Rausie-Flugmotor ist ein Sechszylinder-Reihenstandmotor mit Einzelzylindern. Normale Drehzahl 1650 U/min.

Die Zylinder haben Nickelstahllaufbüchsen, die in Aluminiumkühlmäntel eingeschraubt sind. Bohrung 127 mm. Hub 152 mm. Verdichtungsverhältnis 5,5. Höhe des Zylinders 410 mm. 10 Halteschrauben. Dicke der Laufbüchse 4,8 mm, mit vier Verstärkungsrippen, vom Kühlwasser bespült und unten mit Kupfer-Asbestringen abgedichtet.

Die Kolben sind aus Aluminium. Länge 120 mm. 3 Ringe, 2 oben, 1 unten.

Die Schubstange aus Nickelstahl hat I-Querschnitt.

Die Kurbelwelle aus Nickelstahl ist 7 mal gelagert und hohl.

Die Steuerwelle aus Kohlenstoffstahl ist hohl, wirkt unmittelbar auf die Ventile. Es sind je ein Einlaß- und ein Auslaßventil mit je zwei gleichachsigen Feldern vorhanden.

Das Kurbelgehäuse ist aus Aluminium. Die Kurbelwelle ist im Obergehäuse gelagert. Stahlbolzen nehmen die Kräfte auf. Das Unterteil ist nur Ölwanne und trägt hinten Wasser- und Ölpumpe auf einer Welle vereint.

Zwei Vergaser links. Gewicht 231 kg (1,32 kg/PS). — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 24. Mai 1920, S. 362/365 (12 Sp., 9 Abb., sehr ausführliche Zahlentafeln). Hn. **3143.**

Motorbeschreibung. Der 100 PS-Sunbeam-»Dyak«-Motor ist ein Sechszylinder-Reihenstandmotor. Sechs Stahllaufbüchsen sind in einen Aluminiumblock eingegossen. Bronzeventilsitze. Steuerwelle oben, wie bei Hispano-Suiza eingekapselt. Aluminiumkolben mit der gebräuchlichen Ringanordnung oben und einem Abstreifring unten. Bohrung 120 mm, Hub 130 mm. Die Ventile haben hochprozentigen Chromstahl. Die Nickelchromstahlkurbelwelle ist hohl und siebenmal gelagert. Umlaufpreßölschmierung, zwei Sechszylindermagnete. Die Luftschraube läuft mit 1200 U/min normal ohne Übersetzungsgetriebe. Gewicht 180 kg. Einheitsgewicht 1,8 kg/PS. Vermöge der guten Ventile läuft der Motor 300 h ohne Überholen. Die Erfahrungen der englischen Marine haben dies bestätigt. — Vgl. Luru S. 94 rechts unten. The Aeroplane, Bd. 18, 28. Januar 1920, S. 216 (2¾ Sp., 3 Lichtb.). Hn. **3144.**

Motorbeschreibung. Der Flugmotor der Schweizer Lokomotivbaugesellschaft in Winterthur ist ein Achtzylinder-V-Motor, leistet bei 1520 U/min 200 und bei 1600 U/min 210 PS. Gewicht 228 kg (1,14 kg/PS). Die Zylinder sind aus Stahl, stehen einzeln und haben geschweißte Stahlkühlmäntel. Ein Einlaß- und ein Auslaßventil werden durch Kipphebel und Stoßstange betätigt. Steuerwelle innen zwischen den Zylindern. Ein Doppelvergaser. Auspuff außen. Aluminiumkurbelgehäuse, zwei Achtzylinder-Zündapparate, normale Wasser- und Ölpumpe. Kein Untersetzungsgetriebe. — The Aeroplane, Bd. 18, 4. Februar 1920, S. 274 (1 Sp., 1 Lichtb.). Hn. **3145.**

Motorbeschreibung. Der 400 PS-Fiat-A 15 R ist ein Zwölfzylinder-V-Schnelläufer. Er leistet bei 2300 U/min 400 PS, bei 2500 U/min 425 PS. Bohrung 120, Hub 150 mm. Stirnradgetriebe mit 1:1,51 Untersetzungsverhältnis. Leergewicht 365 kg (0,91 kg/PS). Der ganze Motor ist sehr kurz und gedrängt gebaut. Je drei Stahlzylinder sind mit den Stahlkühlmänteln zu Blöcken vereinigt. Der Vergaser, der diese drei Zylinder speist, liegt außen, das Ansaugrohr geht zwischen den Zylindern hindurch. Die beiden Zündapparate liegen ebenfalls außen zwischen den beiden Zylinderblöcken. Die Wasserpumpe liegt vorn zwischen den Zylindern. Zwei Ein- und zwei Auslaßventile, durch eine Steuerwelle mit Kipphebeln angetrieben. — L'Aéronautique, Bd. 2, Juni 1920, S. 24 (2 Sp., 1 Lichtb.). Hn. **3418.**

Motorkühlung. Die Kühlung von Flugmotoren. Ob und wann der luftgekühlte Flugmotor vorherrschend wird, wird erst die Zeit und die wissenschaftliche Forschung zeigen. Die ersten Flugmotoren, Wright und Antoinette, waren wassergekühlt. Der nächste Fortschritt waren die luftgekühlten Gnome- und Anzani. Ihr hoher Brennstoffverbrauch wurde durch wassergekühlte Standmotoren, zuerst Mercedes, vermieden. Gegen Ende des Krieges zeigte es sich, daß man auch starke und sparsame Motoren mit Luftkühlung bauen kann. Wassergekühlte Motoren werden meistens als Reihen-Stand- oder V-, selten als Fächermotoren gebaut, luftgekühlte überwiegend in Sternform. Mit Wasserkühlung ist der Motor in der Regel gleich schwer wie mit Luftkühlung, nur das Gewicht des Kühlers, etwa 0,27 kg/PS macht einen Unterschied. Die Umlaufmotoren haben durch großen Benzin-, Ölverbrauch und Zylinderwiderstand an Ansehen verloren. Jetzt aber haben luftgekühlte Standmotoren die wassergekühlten eingeholt. Man hat bei ihnen Wirkungsgrade von 30 vH gemessen. Das spielt aber bei dem niedrigen Verbrauch der heutigen Motoren keine Rolle. Der mittlere Druck beträgt bei Wasserkühlung 9,5 at und 10 at bei Versuchen, bei Luft ist 9,6 at das höchste. Bei Vergrößerung der Drehzahl wächst das Gewicht, die Leistung aber in größerem Maße. Ein Zahlenbeispiel zeigt, daß der leichteste wassergekühlte Flugmotor, der Napier-Lion (450 PS bei 2 000 U/min, 12 Zyl.-Fächer, 216 Bohrung, 206 mm Hub, 8,7 at mittlerer Druck und 0,86 kg/PS Einheitsgewicht einschl. Untersetzungsgetriebe) gegenüber einem luftgekühlten Flugmotor (318 PS bei 1500 U/min, 14 Zyl.-Stern, 127 mm Bohrung und Hub, 8,7 at mittlerer Druck, 1,03 kg/PS Einheitsgewicht ohne Untersetzungsgetriebe) ganz geringe Vorteile aufweist. Der wassergekühlte kann durch Leckwerden der Kühlung ausfallen. Für Militärflugzeuge hat das erhöhte Bedeutung. Bei Luftkühlung läßt sich der Motor leichter einbauen; Kühler, Wasserleitung usw. fallen weg. Dadurch wird auch Widerstand gespart. Das Kühlwasser muß stets kälter als 100° C sein; ein luftgekühlter Motor hat heißere Zylinder als 100° C, führt also weniger Wärme ab und braucht weniger Kühlluft. In den Tropen, für z. B. 20° C Temperaturerhöhung, muß der Wasserkühler schon 30 vH größer werden. Die Anschaffungskosten eines wassergekühlten Flugmotors sind größer.

Der luftgekühlte Flugmotor hat mehr Vorteile als der wassergekühlte. Es ist damit zu rechnen, daß er bald Gewichtsersparnisse bringt. Sein thermischer Wirkungsgrad ist jedoch geringer. — M. F. Green, Aircraft Engineering, Bd. 1, Juli 1920, S. 190/192 (9 Sp., o. Abb.). Hn. **3341.**

Motorkühlung. Untersuchung von Flugzeugkühlern durch das amerikanische Eichamt. 1917 wurde der erste Windkanal

für Kühleruntersuchungen gebaut. Später kamen noch ein zweiter gleichgroßer und ein dritter mit 1,64 m Dmr zum Prüfen ganzer Kühler hinzu. Es wurden untersucht: 1. Der Einfluß der Lage des Kühlers am Flugzeug, 2. der Änderung von atmosphärischen Bedingungen und Höhe, 3. des Kühlwasserstromes, 4. der Glätte der Kühlfläche, 5. die Art der Luftströmung durch den Kühler, 6. der zur gewünschten Wassergeschwindigkeit nötige Druck, 7. Wirkung des Einschließens in einen Stromlinienkörper, 8. Einfluß der Winkeländerung der Kühlluft, 9. Wirkung von Flächen, die nicht unmittelbar vom Wasser berührt werden, 10. empirische Formeln zur Kühlerbewertung.

Es zeigte sich, daß die besten Erfolge mit Kühlern in ungestörter Luftströmung erzielt werden. Die Luftlöcher müssen glatt und gerade sein. Mittelbar mit dem Wasser in Berührung stehende Flächen sind nur mit Vorsicht unter Beachtung des Wärmeleitvermögens der Verbindung zu brauchen. Bei Geschwindigkeiten über 120 km/h ist das Gewicht gegenüber dem Luftwiderstand zu vernachlässigen. Der Wärmeumsatz ist proportional dem Temperaturunterschiede zwischen Luft und Wasser, der Luftmasse, unabhängig von der Dichte und der Größe der vom Wasser bespülten Fläche, größer bei polierter als bei rauher und größer bei sauberer als bei unreiner Oberfläche. Er ist unabhängig von der Art des Metalles zwischen Wasser und Luft. Die ganzen Versuchsergebnisse sind in folgenden Berichten zusammengefaßt:

43. Übersicht der Arbeiten an Flugzeugkühlern im amerikanischen Eichamt von 1917/1918.

59. Allgemeine Analyse der Flugzeugkühlerfragen.

60. Allgemeine Besprechung der Versuchsverfahren für Kühler.

61. Luftwiderstand von Kühlern: 1. Widerstand des inneren Teiles, 2. vorläufiger Bericht über den Widerstand von Bugkühlern, 3. der Einfluß von Stromliniengehäusen und Bugkühler.

62. Einfluß der Höhe auf die Kühlwirkung.

63. Ergebnisse von Kühlwasserversuchen an Flugmotoren: 1. Wärmeabführung und andere Eigenschaften von Kühlern, 2. Wasserfluß durch die Kühler.

84. Druckabfall in den Luftröhrchen des Kühlers.

85. Einfluß der Art der Kühlfläche auf die Kühlwirkung.

86. Eigenschaften von besonderen Kühlerbauarten: 1. Flächen-Plattenkühler; 2. Kühler aus Röhren mit Blechstreifen; 3. »Pfeifenkühler«; 4. Einfluß des Verdrehens von Kühlern. — Samuel R. Passons, veröffentlicht durch H. C. Dickinson, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 14. Juni 1920, S. 476/478 (5 Sp., 4 graph. Darst.). Hn. **3420.**

Motormechanik. Die Berechnung kritischer Drehzahlen von Biegungswellen. Da eine Welle, die mit einer einzigen Schwungmasse umläuft, die gleiche Biegelinie hat, wie ein entsprechend gelagerter Stab, der mit dem Gewicht der gleichen Masse belastet ist, so können die Auslenkungen, und zwar unbestimmter Größe, nur eintreten, wenn die Eigendrehzahl der Schwingungszahl entspricht. Falls die Stabmasse nicht mehr vernachlässigt werden darf, ergibt sich eine verwickeltere Beziehung, die sich nur in einfacheren Fällen streng lösen läßt. Man bedarf daher eines Näherungsverfahrens: Die Formänderungsarbeit ist gleich der Arbeit der Fliehkräfte. Das liefert mit einem geschickten Ansatz für die Biegelinien nahezu richtige Lösungen. Aus derselben Beziehung folgt die bekannte Näherungsformel von Dunkerley (1894), die jedoch für mehrere oder gleichmäßig verteilte Massen nicht mehr genau zutrifft. Bei zwei Einzelmassen gilt sie auch nur angenähert für den Fall des gleichgerichteten Ausschlages bei der Masse, nicht aber für die raschere Schwingung mit verschieden ausschlagenden Massen. Auch für mehrere Schwungmassen liefert die Gleichung von Dunkerley nur die kleinste kritische Drehzahl mit gleichgerichteten Einzelausschlägen. Bei der praktisch vorkommenden Massenverteilung der Wellen versagt sie häufig. Man rechnet daher vorteilhaft mit der Näherungsformel von Kull auf Grund einer Verallgemeinerung des anfangs genannten Satzes für eine Masse auf mehrere Massen, mit Hilfe der Formänderungsarbeit. Dabei ist die statische Biegelinie zeichnerisch zu ermitteln. — H. Lorenz, Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen, Bd. 17, 20. und 30. Juli 1920, S. 229/232 und 245/249 (14 Sp., 5 Abb.). E. **3342.**

Motorteile. Das Hämmern konzentrischer Kolbenringe. Ein exzentrischer, handelsüblicher Kolbenring hat den Nachteil, daß er nur an den Schnittflächen und an dem gegenüber liegenden Drittel den Zylinder berührt. Dasselbe findet bei einem konzentrischen Ring statt, der mit größerem Durchmesser gedreht wurde. Die bisher beste Lösung, einen Kolbenring auf seiner ganzen Länge zu vollständigem Anliegen an den Zylinder zu bringen, ist, einen Ring, der beim Drehen den Kolbendurchmesser erhält, aufzuschneiden und innen zu hämmern, so daß die Innenseite sich ausdehnt und der Spalt vergrößert wird. Es läßt sich mathematisch zeigen, daß es außer dieser noch eine zweite Lösung gibt, die aber für die Massenfabrikation ungeeignet ist. Die Hämmermaschinen sind von den Fabriken durch umfassende Patente geschützt und können nicht beschrieben werden. Die Federkraft eines innen gehämmerten Ringes hängt von dem Querschnitt und von der Spaltgröße linear ab. — The Aeroplane, Bd. 18, 11. Februar 1920, S. 328/29 (2½ Sp., 3 schematische Abb.). Hn. **3148.**

Motorteile. Unterdruck-Brennstoffförderung wird in dem Ricci-Doppelrumpfflugzeug benutzt. 15 cm über dem Vergaser ist ein Gefäß durch ein Rohr mit dem Ansaugrohr dicht vor dem Einlaßventil verbunden. Der entstehende Unterdruck fördert den Brennstoff aus dem Hauptbehälter nach oben. Sobald in dem kleinen Fallbehälter eine bestimmte Menge enthalten ist, drückt ein Schwimmer einen Kegel nach oben und schließt damit die Verbindung zum Ansaugrohr. Der untere Teil der Einrichtung ist als Benzinreiniger ausgebildet. Erbauer: Ing. Zorzi, Mailand. Preis 165 Lire. — The Aeroplane, Bd. 18, 26. Mai 1920, S. 1050 (½ Sp., 1 Abb.). Hn. **3149.**

Motorteile. Neue Anlaßvorrichtung und Brennstoffsparer, hauptsächlich wohl für Kraftfahrzeuge, besteht aus einem Messing-Benzinbehälter am Spritzbrett, auf dem ein Rohr mit Gleitbuchse zum Regeln des Luftzutritts und Leitung zum Motor mit Benzinhahn sitzt. Beim Anlassen wird zuerst hauptsächlich Benzin angesaugt und dadurch reiches Gemisch erzeugt. Später wird der Benzinhahn geschlossen und die Luftreglervorrichtung als Hilfsdüse für den Vergaser benutzt. — Motor Traction, 7. Juni (2 Sp., 1 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 20. Juli 1920, S. 613. DH 1001. E. **3421.**

Motorteile. Neue Vergaser. England hat durch das Fehlen deutscher Vergaser und Boschmagnete während des Krieges erst durch Nachbau, dann durch eigene Konstruktionen eine bemerkenswerte Vergaserindustrie geschaffen. Versuche zeigten, daß die Ausflußmenge nicht von der Düsenbohrung, sondern auch von deren Beschaffenheit abhängt. Bei der Abnahme von Flugmotoren wurde eine Fabrik gezwungen, ihre Düsen nicht nach der Bohrung, sondern nach der gemessenen Durchflußmenge zu eichen. Gegen Ende des Krieges kam der Cox-Vergaser heraus, in dem man durch Anordnung einer engen Nebenluftdüse zentral in der Hauptdüse versucht hat, bei allen Betriebszuständen mit einer Benzindüse auszukommen. In dem Schwimmergehäuse ist der Nadelsitz so hoch, daß in die Kammer gelangendes Wasser sich unschädlich sammeln kann. Schütte-Lanz hat eine Einrichtung patentiert, bei der bei Vergaserbrand durch Wärmewirkung ein Spannwerk auf die Schwimmernadel drückt und dadurch den Brennstoff von der Brandstelle absperrt. — Auto-Liga, Bd. 12, 17. Juli 1920, S. 179/181 (4½ Sp., o. Abb.). Hn. **3422.**

Motorverdichtung. Wahl der Füllungsdichte beim Bau von Verpuffungs-Flugmotoren. Um die Motorleistung zu erhöhen, hat man die Bewegungsgeschwindigkeit der Motorteile zu vergrößern, den Widerstand in den Ansaugquerschnitten zu vermindern und das Verdichtungsverhältnis zu erhöhen gesucht. Um weiter die spezifische Leistung zu erhöhen, wurden die Gewichte aller Teile vermindert, die Einheiten vergrößert. Den Anforderungen großer Höhen genügten Vorverdichter, wie der Turbokompressor von Rateau. Ist nun die Bodendichte als Ausgangspunkt für den Entwurf am vorteilhaftesten? Wenn man von den Formeln des Kraftwagenmotorbaues absieht und vernünftige Beziehungen aufstellt, hat man auszugehen von der »größten Verwendungshöhe«, neben der die Konstruktionshöhe die Anpassungshöhe und die größtmögliche Gebrauchshöhe (Gipfelhöhe des Flugzeugs) zu unterscheiden sind. Die Anpassungshöhe, bis zu der gleichbleibende Füllung gehalten wird, muß hoch genug sein, damit die Gipfelhöhe mindestens gleich der größten Verwendungshöhe ist. Verstellschrauben vorausgesetzt, ist eine Anpassungshöhe gleich der Verwendungshöhe vorteilhaft. Man könnte auch die Konstruktionshöhe gleich der Anpassungshöhe machen, also in geringen Höhen nur gedrosselt fliegen und Vorverdichtung hinzunehmen, deren Gewicht freilich zu beachten wäre. Auch ist zu erörtern, ob man den Motor nicht für Bodenhöhe oder für negative Höhe baut, um jedes Drosseln im Betrieb vermeiden zu können. Wenn das entschieden ist, kann man die größte Verdichtung und die Überbemessung wählen. Verstärkte Motoren, das Gegenstück zu überbemessenen, kämen nur bei Einspritzung des Brennstoffes mit langsamer Verbrennung in Frage. — Jean Villey, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Juni 1920, S. 173/177 (9 Sp., o. Abb.). E. **3150.**

Motorverdichtung. Ein Motorgebläse mit Abgasturbine baut die General Electric Co. Die ganze Einrichtung für einen 450 PS-Motor wiegt 45 kg. Drehzahl 22000 U/min. Die Geschwindigkeit des Le Pere-Doppeldeckers steigt in 5,6 km Höhe mit dieser Einrichtung von 150 auf 220 km/h. — Der Luftweg, Bd. 4, 29. Juli 1920, S. 13 (⅙ Sp.). Hn. **3423.**

Strömungslehre. Die zukünftige Entwicklung des deutschen Flugwesens. »Die Theorie des Segelflugs technisch zu verwerten, ist von allergrößter Bedeutung.« Wirkungsvoller als Segelflugwettbewerbe wäre »die Bildung einer Studiengesellschaft zur Einführung der Segeltheorie in die Praxis«. Im übrigen vgl. Luru S. 229, **3002.** — Gustav Lilienthal, Technische Rundschau, Bd. 26, 4. August 1920, S. 115 (1½ Sp., 4 Zeichn. der Luftströmung um Flügelprofile usw.). E. **3211.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 15. Oktober 1920 Heft 19

Über die Wahl der Flächenbelastung mit besonderer Rücksicht auf den Landungsvorgang.

Von A. Pröll, Hannover.

I.

Die Festlegung der besten Flächengröße für gegebene Flugzeugdaten ist manchmal schwierig, weil so viele und oft entgegengesetzt wirkende Einflüsse zu berücksichtigen sind. Meist wird es sich darum handeln, bei gegebener Nutzlast, Motorleistung und allgemeiner Anordnung (Zweck des Flugzeugs!) diejenige Flächenbelastung zu finden, welche die günstigste Geschwindigkeit verbürgt. Auf besonders gute Steigleistungen wird es dagegen bei Verkehrsflugzeugen selten ankommen. Der übliche Weg ist der: Ausgehend von den bekannten Beziehungen mit den Beiwerten des Polardiagramms (Abb. 2)

$$\text{Gewicht } G = \text{Auftrieb} = c_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

$$\text{Nutzleistung } 75\,\eta\, N = c_w \frac{\gamma}{2g} v^3 F \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

hat man diejenige Fläche F zu suchen, für welche v ein Maximum wird.

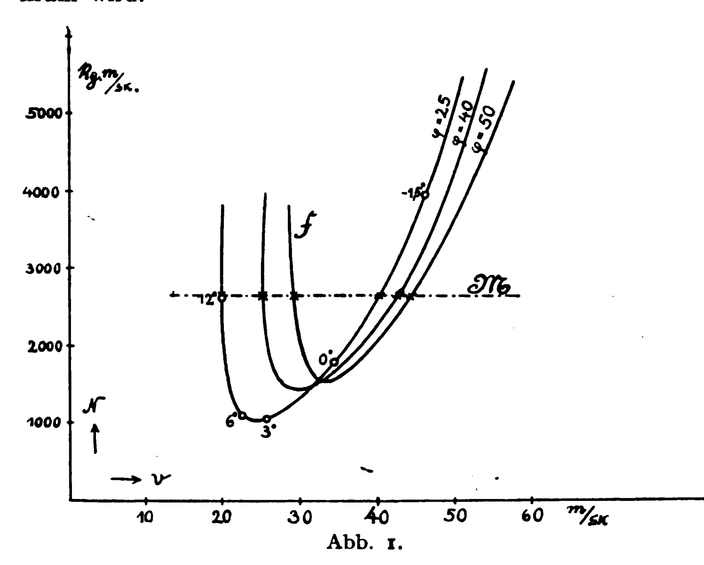


Abb. 1.

Dies kann graphisch geschehen, indem man für je eine bestimmte Flächenbelastung $\varphi = \frac{G}{F}$ die Kurve der erforderlichen Flugzeugleistung in Abhängigkeit von v aufzeichnet. (F Flugzeugcharakteristik, Abb. 1.)[1] Das Motorleistungsdiagramm, für das man zunächst in erster Annäherung eine Horizontale im Abstand $75\,\eta\, N$ ansetzen kann, ergibt dann v_{max} im Schnitt mit dem ersten Diagramm. Diese Werte werden nun in gleicher Weise für alle möglichen verschiedenen Flächenbelastungen φ bestimmt und in einer Kurve Abb. 3 zusammengetragen, welche erkennen läßt, daß für einigermaßen große Flächenbelastungen v_{max} nur mehr wenig ansteigt und erst bei sehr hohem φ ein absolutes Maximum besitzt. Rechnerisch kann man dies Maximum angenähert finden, indem man erst das Polardiagramm Abb. 2 durch eine Parabel ersetzt[1])

$$f(c_a, c_w) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

und sodann Gl. (2) in der Form ansetzt, daß c_w mit (3) durch c_a und dies schließlich durch G und v ausgedrückt wird. Man erhält die Beziehung

$$75\,N\,\eta = A\,F\,v^3 + \frac{B}{F\,v} - C\,v \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

mit zusammengefaßten Konstanten A, B, C, welche für gegebenes N ein absolutes Maximum von v ergibt, wenn bei der Differentiation dieser Gleichung nach F und $v\,dv = 0$ gesetzt wird. Es bleibt dann

$$A\,v^3 = \frac{B}{v\,F^2} \text{ und } \frac{v^2 F}{G} = \frac{v^2}{\varphi} = \sqrt{\frac{B}{A\,G^2}} \quad . \quad . \quad (5)$$

Diese Bedingung mit (1) verglichen, ergibt c_a und den erforderlichen Anstellwinkel. Mit den zugehörigen $(c_{w0} + c_w')$[1]) wird

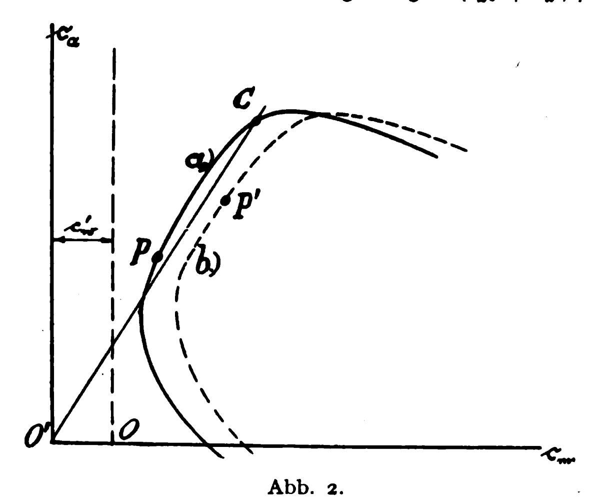


Abb. 2.

dann aus (2) v und sodann F berechnet. Nun erst ist die sehr wesentliche Probe auf die richtige Annahme des Koeffizienten c_w' der toten Widerstände möglich. Denn es ist mit der sog. »schädlichen« Fläche f des ganzen Flugzeuges bekanntlich

$$c_w' = 1{,}2\,\frac{f}{F} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

wobei die Größe f entweder aus Vergleich mit ähnlichen Bauarten oder durch Zusammenfassung der Einzelwiderstände annäherungsweise gewonnen werden muß. (Man könnte auch von vornherein aus den fünf Gleichungen 1, 2, 3, 5 und 6 die fünf Unbekannten F, v, c_w', c_{w0} und c_a bestimmen!)

Beispielsweise soll für ein leichtes Verkehrsflugzeug ($G = 550$ kg) mit 50 PS-Motor die beste Flächenbelastung ermittelt werden. Um hohe Geschwindigkeit zu erzielen, soll das Flugzeug für möglichst geringen Widerstand gebaut werden (ev. ohne Verspannung!). Gewähltes Profil Nr. 126,

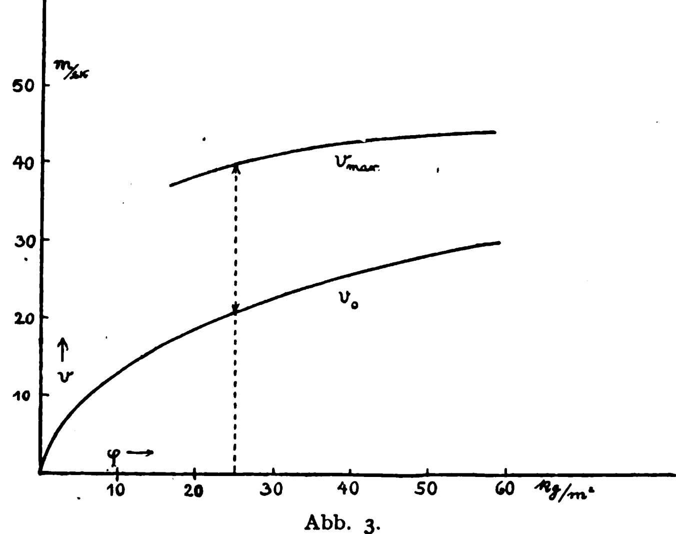


Abb. 3.

Göttingen.[2]) Es kann dann die schädliche Fläche bis auf etwa $f = 0{,}18$ m² heruntergebracht werden, so daß $c_w' = \frac{0{,}221}{F}$ wird.

[1]) Vgl. Pröll, Ein einfaches Näherungsverfahren zur Ermittelung günstigster Tragflächenstellungen. Diese Z. 1915, S. 1.

[1]) c_{w0} Beiwert des Tragflächenwiderstandes.

[2]) Techn. Ber. II.

Für verschiedene Flächenbelastungen φ wird dann die Kurve Abb. 3 gefunden, die eine größte Geschwindigkeit $v_{max} \sim$ 55 m/s bei einer Flächenbelastung von etwa 50 kg/m² ergeben würde.

Die Kurve Abb. 3 läßt nun mit aller Deutlichkeit erkennen, daß für die Wahl der günstigsten Flächenbelastung φ ein sehr weites Gebiet in Frage kommt, da die Geschwindigkeit nicht wesentlichen Änderungen unterworfen ist. Nur für kleine Flächenbelastung ist v_{max} stark von φ abhängig und daher eine scharfe Wahl von φ möglich. Bei den großen Geschwindigkeiten werden aber noch andere Erwägungen als die einer etwa noch erreichbaren geringen Geschwindigkeitsteigerung platzgreifen, und zu diesen gehört auch die Wahl einer günstigen Minimalgeschwindigkeit.

Dies ist besonders wichtig, einmal für die Ökonomie des Verkehrsflugzeuges bei langen Flügen mit gedrosseltem Motor (z. B. bei geringster Leistung ein Zustand, den man aus Abb. 1 in den tiefsten Punkten der Kurven feststellen kann). Hier wird offenbar die kleinste Nutzleistung mit abnehmbarer Flächenbelastung günstiger und ähnliche Verhältnisse herrschen auch bei der günstigsten Betriebsökonomie (Flug bei geringstem Benzinverbrauch).

Weiterhin kann aber noch die Frage nach der geringsten Gleitgeschwindigkeit besonders für die Landung von Interesse sein. Man findet diese bekanntlich aus dem Polardiagramm Abb. 2, in welchem die größte Entfernung $O'C$ (vor dem Knick der Kurve!) umgekehrt proportional v_0^2 ist und somit einen möglichst kleinen Wert von v_0 verbürgt. In unserem Beispiele ist dabei $c_a = 0{,}95$ und

$$c_w = c_{w0} + c_w' = 0{,}01 + \frac{0{,}22}{F}.$$

Es findet sich also mit $\frac{\gamma}{2g} = 1/16$ und $c_a = 0{,}95$

$$v_0^2 = \frac{16\,\varphi}{\sqrt{c_a^2 + c_w^2}} \sim \frac{16{,}9\,\varphi}{c_a} \text{ oder } v_0 = 4{,}2\sqrt{\varphi} \quad . \quad (7)$$

eine parabolische Kurve für v_0, die in Abb. 3 eingetragen ist.

Man hat nun für die Wahl der günstigsten Flächenbelastung die beiden Kurven der Abb. 3 in Betracht zu ziehen unter Berücksichtigung der besonderen Bedingungen der Aufgabe.

Bei dem hier vorliegenden Beispiel wird man sich mit Rücksicht auf den letzten Punkt für $\varphi = 25$ entscheiden, weil da die Minimalgeschwindigkeit noch gering bleibt (20 m/s = 72 km/h), während die größte Fluggeschwindigkeit mit v = 40 m/h noch nicht sehr wesentlich hinter dem überhaupt erreichbaren Maximum 45 m/s zurückbleibt. Damit wird $F = 22$ m², $c_w' = 0{,}01$.

(Eine Verfeinerung der vorstehend geschilderten Betrachtung wäre zu erreichen, wenn man das Gesamtgewicht G und damit φ selbst von der Flächengröße abhängig macht, da ja das Flügelgewicht sogar noch rascher als proportional zu F anwächst.)

II.

Es ist nicht unwichtig, zu besprechen, welche Geschwindigkeiten für die Landung in Frage kommen, und wie sich die Wahl der Flächenbelastung gestaltet, wenn neben Erwägungen ökonomischer Natur (geringster Benzinverbrauch) besonders auch die Sicherheit und der Wunsch nach bequemer Landungsmöglichkeit eine Rolle spielen soll.[1]) Die Landung ist ein nicht stationärer Vorgang, der sich an einem mehr oder weniger stetigen Gleitflug anschließt.

A. Der beste stationäre Gleitflug läßt sich bekanntlich aus dem Polardiagramm Abb. 2 durch den längsten Strahl OC berechnen, der günstigste ist aber derjenige, für den der Gleitwinkel am geringsten wird (Tangente an die Polarkurve von O' aus). Man kann aber auch nach der geringsten senkrechten Fallgeschwindigkeit v_s fragen; diese ist, wie sich unschwer ergibt[1]),

$$v_s = \sqrt{\frac{16\,\varphi\,(c_{w0} + c_w')^2}{c_a^3}} = 4\sqrt{\varphi}\sqrt{\frac{1}{\xi}} \text{ mit } \xi = \frac{c_a^3}{(c_w' + c_{w0})^2} \quad (8)$$

und erreicht ihren Kleinstwert für ξ_{max} bei einem etwas größeren Anstellwinkel als dem günstigsten Gleitwinkel.

[1]) Vgl. Pröll, Flugtechnik, S. 158.

In unserm Beispiel mit $\varphi = 25$ und $\xi_{max} = 64$ (für Profil 126 und $c_w' = 0{,}01$) folgt $v_s = 2{,}5 \left\{ \begin{array}{l} \text{für } c_a = 0{,}75 \\ \alpha = 6^0 \end{array} \right.$, die flachste Gleitbahn liegt dagegen bei $\frac{c_{w0}}{c_a} = \frac{1}{18}$ für $c_a = 0{,}6$, $\alpha = 3^0$.

Mit $\xi_{max} = 64$ wird $v_s = \frac{1}{2}\sqrt{\varphi}$, $v_s^2 = \frac{\varphi}{4}$, während die Neigung der Gleitbahn durch φ nicht beeinflußt ist.

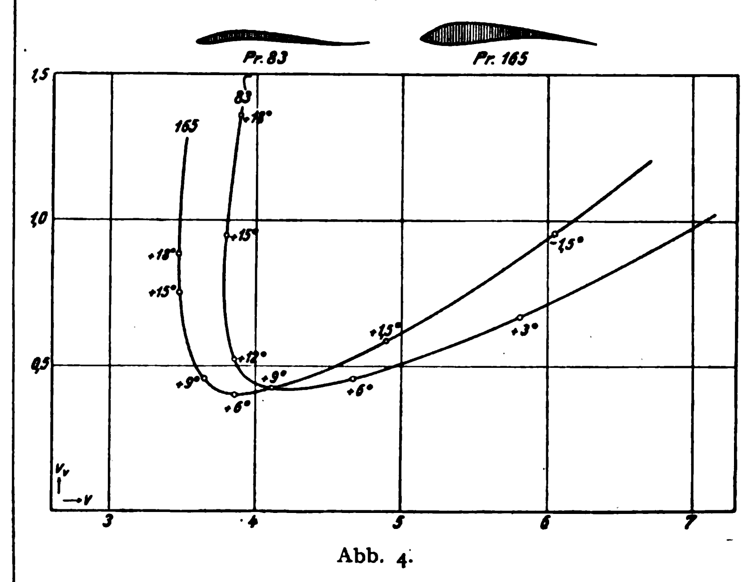


Abb. 4.

Zur besseren Anschaulichkeit möge nun bei gegebenem schädlichen Widerstand des ganzen Flugzeugs die Kurve der Vertikalgeschwindigkeit v_s als Funktion der Bahn- oder Gleitgeschwindigkeiten v_0 aufgetragen werden. Es ist dies in der Abb. 4 für zwei verschiedene Profile aus der Sammlung der Göttinger Messungen[1]) durchgeführt worden, wobei jedesmal mit einem schädlichen Widerstand gerechnet wurde, der dem Tragflächenwiderstand bei $\alpha = 0^0$ ungefähr gleich gesetzt

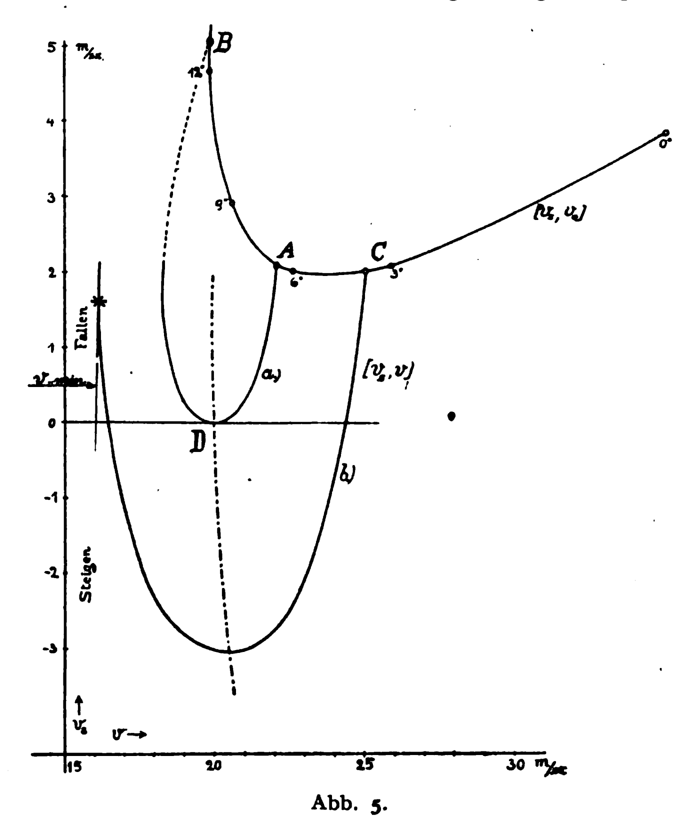


Abb. 5.

werden konnte. Den Kurven ist die gleiche Flächenbelastung φ zugrunde gelegt worden; sie zeigen ein ausgesprochenes Minimum in der Umgebung eines nicht sehr ausgedehnten Bereiches.

[1]) T. B. II.

Hieraus ist auch zu ersehen, daß es keinen Zweck hat, einen Gleichgewichtszustand mit zu großem Anstellwinkel aufzusuchen, da dann doch nur v_s wieder zunimmt, ohne daß die horizontale Geschwindigkeitskomponente wesentlich herabgesetzt würde (Durchsacken des Flugzeuges!). Für unser Beispiel zeigt Abb. 5 die v_s—v-Kurve, wobei jetzt v_0 die stationäre Gleitgeschwindigkeit (früher v) bezeichnen möge. Die günstigste Winkelstellung befindet sich in der Umgebung von $v_0 = 23$ m/s, wobei die Vertikal-Geschwindigkeit noch unerheblich (etwa 2 m/s), die Fluggeschwindigkeit dagegen nahe dem möglichen Kleinstwert sich befindet[1]).

B. Der nicht stationäre Landungsvorgang. An Stelle dieser »stationären« Kurve tritt nun beim verzögerten Landungsvorgang eine andere im allgemeinen tiefer liegende nicht stationäre Kurve, für deren Berechnung die näherungsweise zulässige Annahme gemacht werden soll, daß durch Aufziehen des Flugzeugs plötzlich ein großer Winkel α eingestellt wird, der seinen Wert nahezu ungeändert beibehält. Es entstehen dadurch zweierlei Änderungen. Einmal wird ein neuer Beharrungszustand angestrebt, der auf der »Landungskurve« durch den an sich ungünstiger liegenden Zustandspunkt B gekennzeichnet ist; dann aber erfolgt auch der Übergang in diese neue Lage nicht mehr entlang der Gleichgewichtskurve (v_0—v_s), sondern etwa über $A\,D$, zuerst mit mäßiger Verringerung der Geschwindigkeit v (Verzögerung) und starker Abnahme von v_0 (Verflachung der Bahn).

Dieser Verzögerungszustand hat also eine vorübergehende Verbesserung der »Landungskurve« zur Folge. Es kommt nun darauf an:

1. für den Konstrukteur durch die Wahl des Profils und der Flächen die günstigste Form dieser Verzögerungskurve zu wählen und einzurichten (tiefe Lage von D weit links, möglichst flaches Minimum!);
2. für den Flugzeugführer: die eigentliche Landung, Bodenberührung zu dem Zeitpunkt vorzunehmen, wo der Zustand D gerade eintritt.

Der Rechnung hat man in diesem Falle den Verzögerungszustand zugrunde zu legen. Anfangszustand sei der Gleitflug des Flugzeugs (von der Masse $m = \frac{G}{g}$) unter dem Bahnwinkel β mit der Gleitgeschwindigkeit v und der Sinkgeschwindigkeit v_s (Zustandspunkt A der stationären Kurve).

Nimmt man eine Störung des normalen Gleitfluges durch einen plötzlich veränderten Anstellwinkel α (c_a, c_w) an, so erhält man die Bewegungsgleichungen beim verzögerten Gleitfluge $\left(\text{mit } \frac{\gamma}{2\,g} \sim \frac{1}{16}\right)$

a) normal zur Flugrichtung

$$\frac{G}{g}\frac{v^2}{\varrho} = \frac{G}{g}\,v\,\frac{d\beta}{d\,t} = \text{Gewicht} - \text{Auftrieb} = G\left(1 - \frac{c_a v^2}{16}\,\frac{F}{G}\right) \quad (11)$$

b) tangential zur Flugrichtung

$$\frac{G}{g}\,\frac{d\,v}{d\,t} = G\sin\beta - W = G\left(\sin\beta - \frac{c_w}{16}\,\frac{v^2 F}{G}\right). \quad (12)^{1)}$$

Mit $v_s = v\sin\beta \sim v\,\beta$ wird $v_s = v\,d\,\beta + \beta\,d\,v$, somit gehen die Gleichungen über in

$$d\,v_s - \frac{v_s}{v}\,d\,v = g\,d\,t\left(1 - \frac{c_a\,v^2}{16\,\varphi}\right) \quad . \; . \; . \; (11\text{a})$$

$$d\,v = g\,d\,t\left(\frac{v_s}{v} - \frac{c_w\,v^2}{16\,\varphi}\right) \quad . \; . \; . \; (12\text{a})$$

woraus nach Elimination von $d\,t$

$$-\frac{v_s}{v} + \frac{d\,v_s}{d\,v} = \frac{v - \frac{c_a}{16\,\varphi}v^3}{v_s - \frac{c_w}{16\,\varphi}v^3} = \frac{1 - \frac{c_a}{16\,\varphi}v^2}{\frac{v_s}{v} - \frac{c_w}{16\,\varphi}v^2} \quad . \quad (13)$$

hervorgeht. Diese Differentialgleichung der unstationären Landungskurve ist am besten graphisch zu lösen (Methode von Runge). Dies ist in Abb. 5 für bestimmte Anfangswerte $v_0 = 25$ m/s, $v_s = 2$ m/s geschehen. In dieser Gleichung ist v_s/v stets sehr klein (höchstens 1/10) gegenüber $\frac{d\,v_s}{d\,v}$, nicht aber im Nenner der rechten Seite, wo $\frac{c_w}{16\,\varphi}\,v^2 \sim \frac{1}{8}$ ist: Die Geschwindigkeit v ändert sich aber erfahrungsgemäß wenig[2]). Auch die graphische Lösung erweist dies. Setzt man daher im Nenner der rechten Seite $v = \text{konstant} = v_0$, so folgt mit Rücksicht auf die geringe Änderung von v_0

$$v_s^2 - v_{s1}^2 - (v_s - v_{s1})\,\frac{c_w \cdot v_a^3}{8\,\varphi} = (v_0^2 - v_1^2) -$$
$$-\frac{c_a}{32\,\varphi}(v_0^4 - v_1^4) \sim (v_0^2 - v_1^2)\left(1 - \frac{c_a}{16\,\varphi}\,v_0^2\right) \quad (14)$$

wenn gleichzeitig für den Beginn des verzögerten Landungsgleitfluges v_1 und v_{s1} gilt. Anderseits findet man das Minimum von v_s aus Gl. (13) sofort wegen $\frac{d\,v_s}{d\,v} = 0$ zu

$$\left(\frac{v_s}{v_0}\right) = \frac{c_w}{32\,\varphi}\,v_0^2 \pm \sqrt{\frac{c_w^2\,v_0^4}{1024\,\varphi^2} + \frac{c_a}{16\,\varphi}\,v^2 - 1} \quad . \quad (15)$$

Abb. 5 zeigt neben der stationären noch zwei nicht stationäre parabelähnliche Landungskurven, die, wie man sieht, sich gegenseitig einschließen und auch keine Einhüllende besitzen. Auch hier ist die Lage der kleinsten Sinkgeschwindigkeit (flachste Flugbahn bzw. Ansteigen) nur mit unwesentlichen Verschiebungen bei der zugehörigen Bahngeschwindigkeit v_0 verbunden.

Dabei ist wohl zu beachten, daß in der Schar der Kurven auch v_s immer kleiner wird und zuletzt negative Werte annehmen kann, was ein neuerliches Ansteigen des Flugzeuges beim Abfangen bedeutet. In der Tat läßt die Abb. 5 erkennen, daß beim Einsetzen der »Störung« sogleich eine sehr rasche Abnahme der Sinkgeschwindigkeit eintritt, daß dagegen das Flugzeug seine »Fahrt« noch kaum merklich verringert. Erst nach dem Wiederaufsteigen (v_s negativ!) setzt eine stärkere Fahrtverzögerung ein, die mit einem neuerlichen steileren Fall verbunden ist. Tatsächlich verlaufen viele Landungen nach der in Abb. 5 in solcher Weise gekennzeichneten wellenförmigen Bahnkurve[3]).

Es ist vielleicht nicht unwichtig zu bemerken, daß der gestörte Gleitflug bei eingehender Betrachtung der Bewegungsmöglichkeiten (Normal-, Tangential- und Drehbewegung des Flugzeugs) sich tatsächlich durch die bekannten Differentialgleichungen der dynamischen Stabilität (Schwingungen) dar-

---

[1]) Für spätere Verwendung werde eine angenäherte analytische Beziehung dieser Größen v_0 und v_s gegeben: da die Schwerkraftskomponente $G\sin\beta = G\frac{v_s}{v_0}$ den Flugwiderstand überwindet, so ist

$$G\,\frac{v_s}{v_0} = W = c_w\,\gamma/2\,g\,F\,v^2 = \frac{c_w\,G}{16\,\varphi}\,v_0^2$$

oder

$$v_s = \frac{c_w}{16\,\varphi}\,v_0^3 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (9)$$

die Gleichung der stationären Kurve.

Hierin ist allerdings noch c_w veränderlich und kann nach Gl. (3) sowie (1) ersetzt werden durch gegebene Konstanten (a, b, c_{w0}) der die Polarkurve ersetzenden Parabel. Es folgt dann schließlich:

$$v_s = \frac{c_{w0}\,v_0^3}{16} + \frac{a\,\varphi}{v_0} - b\,v_0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (10)$$

Im Bereich kleiner Winkel ist aber c_w nahezu konstant, während der tiefste Punkt der Kurve etwa bei A (Fig. 5) für große Anstellwinkel aus einer biquadratischen Gleichung bestimmt wird und hierfür ergibt

$$v_0 = v_0^* = 4\sqrt{\varphi}\,\sqrt{\frac{b}{6\,c_{w0}} + \sqrt{\frac{b^2}{36\,c_{w0}^2} + \frac{a}{48\,c_{w0}}}}.$$

v_0^* wächst also ebenfalls mit der Wurzel aus der Flächenbelastung.

[1]) Von der Drehung der Flugzeuglängsachse und der dadurch bedingten dritten Gleichung konnte hier abgesehen werden, wo es nur auf den allgemeinen Charakter der Bewegung ankam.

[2]) Vgl. hierzu Hopf, T. B. III.

[3]) Man erkennt, daß die geringsten Landungsgeschwindigkeiten dann eintreten, wenn der Apparat aus steilerem Gleitflug (Punkten C) abgefangen wird. Nach vorübergehendem kurzem Anstieg wird dann v_0 klein, aber v_s steigt dann wieder sehr rasch (Durchfallen!), weshalb diese Landungsweise nur bei guter Abschätzung der Höhe über dem Boden ratsam ist.

stellen lassen[1]). Die Formeln, welche hierfür schon von Hopf und Fuchs für den allgemeinen Fall wie für den des statisch indifferenten Gleichgewichtes aufgestellt wurden, werden jedoch so verwickelt, daß allgemeine Schlußfolgerungen für unsere Zwecke kaum gezogen werden können. Aus diesem Grunde wurde hier auf die volle Strenge der Entwicklungen verzichtet und mit vereinfachten Ansätzen das Wesentliche abzuleiten gesucht.

In engem Zusammenhang hiermit steht weiter die Frage: Läßt sich überhaupt der normale Landungsvorgang günstig beeinflussen entweder durch eine passende Wahl der Flächenbelastung oder vielleicht durch andere Mittel? Es ist einleuchtend, daß dafür die kleinste Gleitgeschwindigkeit beim Landen allein nicht maßgebend sein kann, denn die Gestaltung des Landungsplatzes, insbesondere die Länge des verfügbaren Auslaufs, die Bodenbeschaffenheit und die Eignung des Fahrgestells zum Abfangen des Landungsstoßes wird auf die Art der Landung von bestimmendem Einfluß sein. Es seien nur zwei Grenzfälle erwähnt:

a) Unbegrenzter Landungsplatz, harter Boden, »hartes« Fahrgestell:

Landung durch langes Ausschweben, geringste Sinkgeschwindigkeit (praktisch = 0), größere Horizontalgeschwindigkeit unschädlich; ev. Landung »mit Gas« bei kleinem Anstellwinkel.

Hier ist eine große Fläche, kleine Flächenbelastung günstig.

b) Beschränkter Landungsplatz, weicher Boden, gut federndes Fahrgestell. Geringste Horizontalgeschwindigkeit anzustreben, auch wenn dabei eine größere Fallgeschwindigkeit in Kauf genommen werden muß (durchsacken lassen, »Schwanzlandung« bei großem Anstellwinkel).

Stark bremsende Wirkung der Bodenwiderstände, verstärkt durch starke Auftriebabnahme, Flächen von großer Flächenbelastung.

Eine rechnerische Verfolgung dieser Verhältnisse, die unter vereinfachten summarischen Annahmen grundsätzlich nicht schwierig ist, etwa durch Angabe von »Landungsgrößen«, wie Auslaufstrecke L, Bodenwiderstandsziffer z, »Fahrgestellziffer« A_f, würde auf die zulässigen Geschwindigkeiten v_s und v führen und damit ebenfalls eine Auswahl der Flächenbelastung erlauben. Bei der Verschiedenheit der Landungsmöglichkeiten, die besonders auch durch geringen Wind sehr erleichtert oder auch bedeutend erschwert werden können, erscheint es aber unrationell, zu viel »Theorie« darauf zu verwenden, und es soll daher nur eine allgemeine Beziehung besprochen werden, welche die Entscheidung über die Wahl der Flächenbelastung erleichtert.

Eine einfache Betrachtung nach dem Energiesatz führt zu der Beziehung

$$\frac{G}{g}\, v\, d v = -W\, d x \quad \text{mit} \quad W = z\left(G - \frac{c_a'}{16} F v^2\right) + \frac{(c_w' + c_w^*)}{16} F v^2 \qquad (16)$$

worin sich c_a', c_w' auf den beim Ausrollen eingestellten und leicht zu messenden Anstellwinkel α' beziehen, c_w^* die »toten« Widerstände enthält. Man findet für die Auslaufstrecke L nach Einführung von $\frac{G}{F} = \varphi$

$$g L = \frac{8\varphi}{z c_a' - c_w'} \log \text{nat} \left(\frac{1}{1 - \frac{v^2}{16\varphi}\left(c_a' - \frac{c_w'}{z}\right)} \right) \qquad (17^2)$$

also einen auf jeden Fall mit φ wachsenden Wert.

[1]) Vgl. hierzu Pröll, Flugtechnik, Seite 226.

[2]) Da der Nenner unter dem Logarithmus wenig von 1 verschieden ist, so vereinfacht sich der Ausdruck zu

$$L = \frac{v^2}{2 g z}\left(1 - \frac{v^2}{32\varphi}\left[c_a' - \frac{c_w'}{z}\right]\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (17\text{a})$$

woraus man erkennt, daß die Flächenbelastung bei gleicher Landungsgeschwindigkeit nur in verhältnismäßig geringem Maße (Korrekturglied) die Auslaufstrecke beeinflußt.

Für die horizontale Landungsgeschwindigkeit v ist dann derjenige geringste Wert der Gleitgeschwindigkeit v_0 einzusetzen, der mit Rücksicht auf die aufzunehmende Formänderungsarbeit des Fahrgestells eine gerade noch zulässige senkrechte Fallgeschwindigkeit v_s nach dem »nicht stationären Zweig« der Landungskurve ergibt.

Im eben berührten Falle a) wird man dazu in Bodenhöhe solange »aufziehen«, bis $v_s = 0$ wird, dies erfordert, daß die nicht stationäre Landungskurve ihr Minimum für $v_s = 0$ besitzt, somit wird dann nach Gl. (15)

$$\frac{c_a}{16\varphi} v^2 = 1 \quad \text{oder in} \quad v = 4\sqrt{\frac{\varphi}{c_a}} \quad . \quad . \quad . \quad (18^1)$$

Im Falle b) dagegen wird man das »Durchsacken« dadurch erreichen können, daß man das Flugzeug in etwas größerer Höhe über dem Boden abfängt und v_s (theoretisch wenigstens) nach dem Ansteigen bis zur zulässigen senkrechten Fallgeschwindigkeit mit Rücksicht auf die Fahrgestellziffer wieder anwachsen läßt bei gleichzeitiger Abnahme von v. Man erkennt aus der Abb. 5, daß der Apparat in diesem Falle mit geringerer Horizontalgeschwindigkeit auftrifft.

Aus der »Fahrgestellziffer« (Formänderungsarbeit)

$$A_f = G h \sim G \frac{v_s^2}{2g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

folgt $v_s^2 = \frac{2 g A_f}{G}$ und daraus die Bahngeschwindigkeit beim Auftreffen nach Gl. (14).

Über die Größe der Bodenwiderstandsziffer kann man sich durch einen einfachen Versuch Rechenschaft verschaffen: Man bringt die Schraube gerade auf so viel Touren (etwa $n = 700$) als erforderlich sind, um das Flugzeug in langsamem Rollen auf dem Boden zu erhalten. Ihre entsprechende Zugkraft ist dann aus der Zugkraftkurve ($Z_0 = f(n_0)$ beim Abbremsen am Stand bekannt (sei $Z_0 = \frac{2{,}7\, n^2}{10^4} = \frac{1{,}33 \cdot 10^0}{10^4} = 133$ für ein 1200 kg schweres Flugzeug), es ist dann $z = 0{,}11$. Allerdings ist zu beachten, daß bei der großen Geschwindigkeit eines landenden Flugzeugs der nicht immer im Schwerpunkt wirkende Auftrieb eine andere Geschwindigkeitsverteilung als beim ruhenden (relativ stärkere Schwanzbelastung, daher scheinbar größeres z) zur Folge hat.

Die Folgerungen aus den besprochenen Vorgängen bei der Landung seien nun für die Wahl der Flächenbelastung zusammengefaßt:

1. Die beste »stationäre« Landungsgeschwindigkeit und Sinkgeschwindigkeit nimmt proportional mit der Wurzel aus der Flächenbelastung ab.

2. Die stationäre Landungskurve verschiebt sich proportional mit der Wurzel aus der Flächenbelastung (in Richtung v_0 wie v_s).

3. Dementsprechend verändern sich auch die Kurven nicht stationärer Landungsvorgänge unter Voraussetzung gleichen Anfangszustandes für den Beginn der Störung. Dabei zeigt es sich jedoch, daß es bei Einschalten eines »Sprunges«, der den Landungsweg verkürzen hilft, erforderlich ist, den nicht stationären Landungsvorgang schon bei höheren Gleitgeschwindigkeiten zu beginnen (Kurve b, Abb. 5).

4. Auch beim Ausrollen am Boden ist eine kleine Flächenbelastung günstig.

5. Die Wahl der Flächenbelastung erfolgt somit am zweckmäßigsten durch Vergleich der beiden Kurven Abb. 3 für maximale Geschwindigkeit und für die Geschwindigkeit $v_0 = 4\sqrt{\frac{\varphi}{c_a}}$ nach Gl. (18), bei der im verzögerten Landungsvorgang die Sinkgeschwindigkeit 0 wird.

Für diese Wahl aber kann keine rechnerische Vorschrift gegeben werden, sie richtet sich nach den vorliegenden Verhältnissen.

[1]) Dies entspricht dann nahezu derselben Geschwindigkeit, wie sie oben durch Gl. (7) (damals aber als Minimum für die stationäre Kurve!) mit gegeben wurde.



III.

Die Entwicklung des Friedensflugzeuges wird voraussichtlich dahin gehen, daß neben großer (Reise-)Fluggeschwindigkeit auch leichteste Landungsmöglichkeit anzustreben sein wird, um auch auf kleinen Plätzen notlanden zu können. Es ist also auch gerade auf diesen Punkt schon beim Entwurf ein besonderes Augenmerk zu richten.

Nach dem Vorhergehenden widersprechen sich aber diese beiden Forderungen, und man wird zu einem Kompromiß in dem durch Abb. 3 angedeuteten Sinne genötigt.

Es liegt aber die Frage nahe, ob nicht eine günstige (geringe) Landungsgeschwindigkeit vielleicht durch vorübergehende Maßnahmen erzielt werden kann, bei welchen die günstigen Flugeigenschaften im Motorflug nicht gestört werden. Dies kann grundsätzlich sowohl durch vorübergehende Verkleinerung der Flächenbelastung im Augenblick der Landung oder auch durch Änderung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte (also des Polardiagramms!) geschehen.

Es kommt dann darauf an, vorübergehend den Widerstand zu vergrößern, dabei aber gleichzeitig den Auftrieb möglichst gleichzuhalten, so daß weder ein neuerliches Ansteigen des Flugzeuges eintritt, noch auch dieses etwa durchfällt infolge der verminderten Horizontalgeschwindigkeit.

Diese Forderungen könnten erfüllt werden durch gleichzeitige Vergrößerung der Tragflächen (faltbare Zusatzflügel) und vergrößerten Widerstand (Anwendung von Bremsflächen oder, noch besser, entsprechende Anordnung der Zusatzflügel).

Wäre beispielsweise im normalen Horizontalflug P der Punkt des Polardiagramms (Abb. 2) bei eingezogenen Zusatzflügeln (c_a, c_w), so gilt für den stationären Gleitflug vor der Landung eine andere Kurve b und etwa der Punkt P' (höherer Anstellwinkel c_a', c_{w1}) und da auch gleichzeitig die Fläche von F auf F' vergrößert ist, so hat man die Beziehungen

$$G = c_a \frac{\gamma}{2g} F v^2 = \frac{\gamma}{2g} F' v'^2 c_a \sqrt{1 + \frac{c_{w1}^2}{c_a'^2}},$$

(Motorflug) (Gleitflug)

somit

$$v' \sim v_0 \sqrt{\frac{c_a F}{c_a' F'}} \left(1 - \frac{c_w'^2}{2 c_a'^2}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

Läßt sich etwa noch eine Zusatzfläche von 0,1 F konstruktiv ausführen, während durch Vergrößerung des Anstellwinkels (Aufziehen) c_a auf $c_a' = 1{,}5\, c_a$ gesteigert und c_{w1} bis zu 0,6 c_a gebracht werden kann, so ist die Verringerung der Landungsgeschwindigkeit im stationären Gleitflug

$$v' \sim 0{,}7\, v.$$

Die vergrößerte Fläche allein würde nur eine Ermäßigung der Geschwindigkeit auf 0,92 v ergeben.

Offenbar ist die Erhöhung der Koeffizienten c_a' und c_{w1} von größerem Einflusse als die verringerte Flächenbelastung[1]).

Daß aber auch eine künstliche Widerstandsvermehrung allein, wie sie gelegentlich zur Erniedrigung der Landungsgeschwindigkeit vorgeschlagen wurde, fast zwecklos ist, erkennt man aus den schon früher beschriebenen stationären Landungskurven, wenn man diese ohne und mit künstlicher Widerstandsvergrößerung der toten Widerstände aufzeichnet und vergleicht.

Ein weiteres Mittel zur Verringerung von v würde durch Verwinden der Flügel (Vergrößerung der Wölbung) gegeben sein, da hierdurch ebenfalls Widerstand und Auftrieb erhöht wird. Die Göttinger Versuche zeigen aber, daß auch damit wenig erreicht wird, denn gerade für die großen Anstellwinkel fallen die Polarkurven mit und ohne Verwindung zusammen.

Endlich könnte man — etwa durch Verwendung von beiderseits gleichsinnig bewegten Klappen an beiden Flächen eines Doppeldeckers — den Widerstand erhöhen, ohne daß gleichzeitig der Auftrieb wächst dadurch, daß der einen Fläche ein vergrößerter Anstellwinkel und damit Auftrieb und Widerstand gegeben wird, während die andere Fläche auf kleineren Anstellwinkel mit verringertem Auftrieb, aber ebenfalls vergrößerten Widerstand gebracht werden kann. Eine solche »Landungsvorrichtung« müßte allerdings in gewöhnlichem Fluge durch Blockierung ausgeschaltet werden können, um Gefahren durch unbeabsichtigte Betätigungen zu vermeiden.

Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, daß für die Wahl der Flächenbelastung nicht bloß die Rücksicht auf die größte Geschwindigkeit, sondern auch die auf günstigste Landungsmöglichkeit maßgebend sein soll. Berechnung des nicht stationären Landungsvorganges und verschiedener vorgeschlagener Methoden zur Verringerung der Landungsgeschwindigkeit.

[1]) Für die nicht stationäre Landungsverzögerung ist derselbe Ansatz zu verwenden, wie er oben für das plötzliche »Aufziehen« des Flugzeugs angegeben wurde. An Stelle der dort neu eingeführten Koeffizienten $\frac{c_a}{\varphi}$, $\frac{c_w}{\varphi}$ wird einfach $\frac{c_a}{\varphi_1}$, $\frac{c_w}{\varphi_1}$ gesetzt, worin $\varphi_1 = \frac{G}{F_1}$ die Flächenbelastung mit der Zusatzfläche darstellt. Die Ergebnisse sind denn auch dieselben: Rasche Verringerung der Fallgeschwindigkeit, geringe Verkleinerung der horizontalen Geschwindigkeit. Daher muß eine künstliche Widerstandsvermehrung dazukommen, wenn ein greifbarer Erfolg erzielt werden soll.

Zur Berechnung der Tragflächenholme.

Von Julius Ratzersdorfer.

Herr Geheimrat Müller-Breslau hat in Heft 7/8 dieser Zeitschrift meiner Mitteilung zur Berechnung der Tragflächenholme einige Untersuchungen angeschlossen. Es möge mir gestattet sein, hierzu noch das Wort zu ergreifen.

In meinem Aufsatz in der Österr. Flugzeitschrift 1919 habe ich den Einfluß der Innenverspannung der Tragflächen allgemein berücksichtigt und die Holme als durchlaufende Träger berechnet, die querbelastet und innerhalb einer Öffnung durch verschiedene Längskräfte beansprucht sind. Hierbei habe ich angenommen, daß die Längskraft an den Trennungsstellen zweier Felder stets die Richtung der Tangente an die elastische Linie hat und daß ihre horizontale Komponente von der Größe der Längskraft ist. Durch die Annahme dieser »fingierten« Richtung der Längskraft war es möglich, die Holmberechnung verhältnismäßig einfach durchzuführen. Welche Annahme die »richtige« ist, ob diese oder eine andere, kann von vornherein nicht bestimmt werden. Nur sorgfältig überdachte Versuche und Beobachtungen an Tragflächen oder anderen Fachwerken könnten hier entscheiden.

I.

Es ist nicht uninteressant zu sehen, wie das graphische Verfahren, das Herr Müller-Breslau in Heft 7/8 für den Holm über eine Öffnung der Abb. 1 angibt, mit meinem zusammenhängt bzw. wie die bezüglichen Formeln aus demselben herausgelesen werden können.

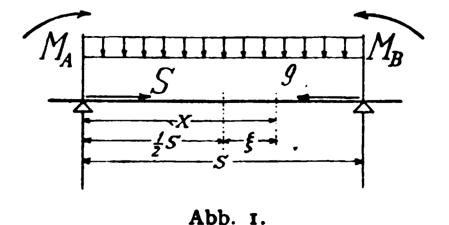


Abb. 1.

Ich habe gezeigt, daß nach Auftragen von $\sphericalangle a_1 o b_1 = \alpha = \frac{s}{k}\left(k^2 = \frac{EJ}{S}\right)$ und Gleichsetzen der Strecken $\overline{o a_1} = M_a + g k^2$, $\overline{o b_1} = M_b + g k^2$, durch die drei Punkte o, a_1 und b_1 ein Kreis von der Eigenschaft bestimmt ist, daß nach Zeichnen von $\sphericalangle a_1 o x = \frac{x}{k}$, die Sehne $\overline{o x} = M_x + g k^2$ ist. Der Kreisdurchmesser $\overline{o c} = M_{max} + g k^2$. (Abb. 2.)

Halbiert man den Winkel α durch die Sehne $\overline{o d}$, zieht durch d eine Linie $D \parallel \overline{o b_1}$ und projiziert die Punkte o und b_1

normal auf D nach d_1 und d_2 ($\overline{o\,d_1} \perp D$, $\overline{b_1\,d_2} \perp D$, $\overline{c\,d_2} \perp D$), so ist nach Konstruktion $\overline{d_1\,d_2} = M_b + g\,k^2$ und wie sich leicht zeigen läßt, $\overline{d\,d_2} = \frac{M_b - M_a}{2}$. — Zeichnet man nämlich die Sehne $\overline{d\,a_2} \perp \overline{o\,b_1}$ (m ist der Schnittpunkt von $\overline{d\,a_2}$ und $\overline{o\,b_1}$), so ist $\sphericalangle\, d\,a_2\,a_1 = \frac{\alpha}{2}$ (als Peripheriewinkel auf gleichem Bogen mit $\sphericalangle\, d\,o\,a_1 = \frac{\alpha}{2}$); da nun $\overline{a_1\,a_2} \perp \overline{o\,d}$, folgt, wenn der Schnittpunkt von $\overline{a_2\,a_1}$ und $\overline{o\,b_1}$ mit a_2' bezeichnet wird, $\overline{o\,a_2'} = \overline{o\,a_1} = M_a + g\,k^2$. Somit ist $\overline{a_2'\,b_1} = M_b - M_a$. Mit $\sphericalangle\, d\,a_2\,b_1 = \frac{\alpha}{2}$ (Peripheriewinkel auf gleichem Bogen mit $\sphericalangle\, b,\, o\, d = \frac{\alpha}{2}$), ergibt sich die Gleichheit von $\overline{a_2'\,m}$ und $\overline{m\,b_1}$.

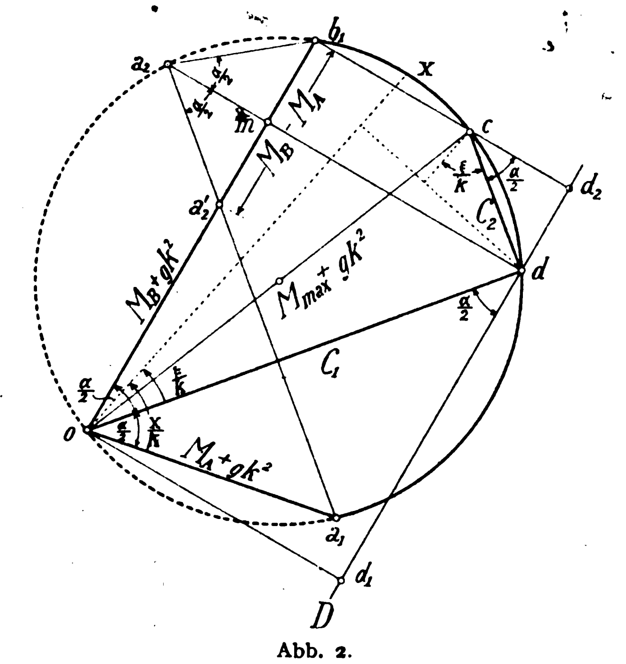


Abb. 2.

Man sieht aus der Figur, daß $\overline{d\,d_2} = \overline{m\,b_1} = \frac{M_b - M_a}{2}$ und mithin $\overline{d\,d_1} = \frac{M_a + M_b}{2} + g\,k^2$. — Herr Müller-Breslau geht bei seiner graphischen Darstellung von den Punkten d, d_1 und d_2 aus; die Kreissehnen $\overline{o\,d}$ und $\overline{d\,c}$, die jetzt unmittelbar berechnet werden können, sind übereinstimmend mit den Konstanten C_1 und C_2 seines Aufsatzes 1919 (S. 200). Aus Abb. 2 ist noch zu entnehmen, daß

$$\overline{o\,x} = M_x + g\,k^2 = C_1 \cos\frac{\zeta}{k} + C_2 \sin\frac{\zeta}{k}.$$

Wird $\alpha = \pi$, so fallen die drei Punkte o, a_1 und b_1 in eine Gerade, es tritt der Eulersche Knickfall für beiderseits gelenkige Lagerung $S = \pi^2 \frac{E\,J}{s^2}$ ein.

II.

Es werde der über zwei Öffnungen durchlaufende Stab der Abb. 3 betrachtet.

Aus der Gleichung

$$M_a\psi_1'' + M_b(\psi_1' + \psi_2') + M_c\psi_2'' + g_1 s_1^2 \psi_1''' + g_2 s_2^2 \psi_2''' = 0$$

kann bei gegebenen Endmomenten M_a und M_c das Stützenmoment M_b bestimmt werden, wonach für jede Öffnung wieder das graphische Verfahren zur Anwendung kommen kann. Ein Spezialfall tritt ein, wenn sich eine Öffnung an der Knickgrenze befindet, also für diese Öffnung $\alpha = \pi$ ist.

An anderer Stelle habe ich den allgemeinen Satz mitgeteilt, daß ein Stab mit beliebig vielen Feldern, bei dem eine Öffnung die Knickgrenze erreicht, nur dann ausknickt, wenn sich auch die Gesamtheit aller anderen Öffnungen an der Knickgrenze befindet. Ein weiterer Sonderfall ist dann jener, bei dem jede Öffnung an der Knickgrenze ist[1]).

Ist also im Beispiel der Abb. 3, $\alpha_1 = \pi$ und $\alpha_2 < \pi$, so knickt der Stab nicht aus, und es kann der Momentenverlauf infolge der kombinierten Beanspruchung »Druck und Biegung« ermittelt werden[2]).

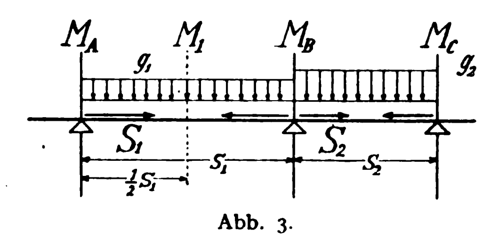


Abb. 3.

Aus der angeführten Dreimomentengleichung folgt, wenn man durch ψ_1'' dividiert und $\alpha_1 = \pi$ setzt, die Beziehung

$$M_a + M_b = -2\,g_1 \frac{s_1^2}{\pi^2} = -2\,g_1\,k_1^2,$$

aus der das Stützenmoment M_b zu berechnen ist. Wie sieht jetzt der Momentenverlauf für die Öffnung s_1 in der polaren Darstellung aus? Die drei Punkte o, a_1 und b_1, durch die der $M_x + g\,k^2$ Kreis bestimmt ist, liegen in einer Geraden, a_1 und b_1 fallen zusammen. (Abb. 4.) Herr Müller-Breslau findet nun einen Widerspruch zwischen seiner Rechnung und meiner Konstruktion. Dieser Widerspruch ist aber nicht in der polaren Darstellung begründet, sondern klärt sich damit auf, daß ich bei dem herangezogenen Beispiel in der Österr. Flugzeitschrift den $M_x + g\,k^2$ Kreis versehentlich unrichtig in die Figur eingetragen habe. Ich bestimme, um den Kreis zeichnen zu können, noch einen Kreispunkt und berechne zu diesem Zweck das Biegungsmoment z. B. im Querschnitt $x = \frac{s_1}{2}$. Für Feldmitte ergibt sich nach Abb. 2 das Biegungsmoment sofort zu:

$$M_1 = \left(\frac{M_a + M_b}{2} + g_1 k_1^2\right) \sec\frac{\alpha_1}{2} - g_1\,k_1^2.$$

Setzt man für M_b den Wert aus der oben angeschriebenen Momentengleichung ein und geht mit α_1 zur Grenze π über, so erhält man

$$M_1 = M_a \frac{\psi_2'\,S_1\,s_1 + 2}{\pi} - M_c\psi_2'' \frac{S_1\,s_1}{\pi} + g_1\,k_1^2 \cdot$$
$$\cdot \frac{4\,\psi_2'\,S_1\,s_1 + \pi^2 + 4}{2\,\pi} - g_2\,s_2^2\,\psi_2''' \frac{S_1\,s_1}{\pi} - g_1\,k_1^2$$

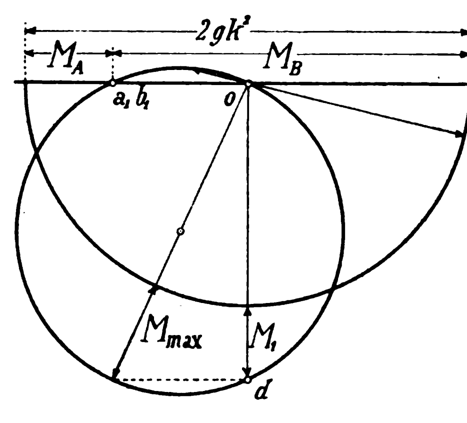


Abb. 4.

und mithin den Punkt d, so daß der Momentenkreis gezeichnet werden kann.

[1]) »Knickfestigkeit gerader Stäbe mit beliebig vielen Feldern«, Der Flug 1920.

[2]) Vgl. meinen Aufsatz: »Zur Knickfestigkeit der Tragflächenholme«, in dieser Zeitschrift 1918, in welchem ich die Knickung eines Stabes mit zwei Öffnungen ausführlich untersucht habe.

III.

Erreichen bei einem vollständig gestützten Stab — ich habe so einen Stab benannt, bei dem jede Öffnung einfeldrig, also durch eine Längskraft beansprucht ist — einzelne Öffnungen die Knickgrenze ($\alpha = \pi$), so kann man die Momente, ohne jedwede Schwierigkeit beim Grenzübergang, in der folgenden Weise bestimmen.

Man unterteilt jene Öffnungen für die $\alpha = \pi$ ist, in zwei gleich lange Felder und fügt so zu den unbekannten Stützenmomenten als weitere Unbekannte noch die bezüglichen »Schnittmomente« in Feldmitte hinzu. Wie ich in meinem Aufsatz in der Österr. Flugzeitschrift dargelegt habe, geben die für jede Stütze aufgestellten »Stützengleichungen« in Verbindung mit den für jede Schnittstelle innerhalb einer Öffnung anzusetzenden »Erweiterten Clapeyronschen Gleichungen« die notwendige Gleichungszahl zur Ermittlung der unbekannten Stützen- und Schnittmomente.

Für den in II behandelten Stab der Abb. 3, bei dem $\alpha_1 = \pi$ ist, teilt man sonach die Öffnung s_1 in zwei Felder von der Länge je $\frac{s_1}{2}$ (das Moment im Querschnitt $\frac{s_1}{2}$ ist wie oben mit M_1 bezeichnet) und stellt die Gleichungen auf:

$$M_a \varphi_1'' + M_1 (\varphi_1' + \varphi_1') + M_b \varphi_1'' = - g_1 \left(\frac{s_1}{2}\right)^2 \varphi_1''' - - g_1 \left(\frac{s_1}{2}\right)^2 \varphi_1'''$$

$$M_a \psi_1'' D_{1,2} + M_1 [(\psi_1' + \psi_1') D_{1,2} + \psi_1'' D_{2,2}] + M_b [\psi_1'' D_{1,2} + (\psi_1' + \psi_2') D_{2,2}] + M_c \psi_2'' D_{2,2} = - g_1 \left(\frac{s_1}{2}\right)^2 \psi_1''' D_{1,2} - - g_1 \left(\frac{s_1}{2}\right)^2 \psi_1''' (D_{1,2} + D_{2,2}) - g_2 s_2^2 \psi_2''' D_{2,2},$$

wobei $D_{1,2} = \frac{2}{s_1}$, $D_{2,2} = \frac{4}{s_1}$. Die Koeffizienten φ_1 und ψ_1 beziehen sich auf die Länge $\frac{s_1}{2}$; sie nehmen für $\frac{s_1}{k} = \pi$ die Werte an[1]):

$$\varphi_1' = 0, \quad \varphi_1'' = \frac{\pi}{s_1}, \quad \varphi_1''' = \frac{4}{s_1 \pi}$$

$$\psi_1' = \frac{2}{S_1 s_1}, \quad \psi_1'' = \frac{\pi - 2}{S_1 s_1}, \quad \psi_1''' = \frac{4 - \pi}{\pi \cdot S_1 s_1}.$$

Daher lauten die beiden Momentengleichungen

$$M_a + M_b = - 2 g_1 \frac{s_1^2}{\pi^2}$$

$$M_a \frac{\pi - 2}{2} + M_1 \pi + M_b \left(\psi_2' S_1 s_1 + \frac{\pi}{2} + 1\right) + + M_c \psi_2'' S_1 s_1 = - \frac{4 - \pi}{2 \pi} g_1 s_1^2 - g_2 s_2^2 \psi_2''' S_1 s_1$$

aus denen wieder die unter II berechneten Werte für M_b und M_1 hervorgehen.

Ich betrachte es als mein Verdienst, bereits im Jahre 1917 und zu Beginn 1918 bei Berechnung der Tragflächenholme die Innenverspannung in der eingangs geschilderten Weise berücksichtigt zu haben. Das Verfahren, mit dem ich die Polardarstellung in die graphische Statik eingeführt habe, wurde vom ehemaligen k. u. k. Fliegerarsenal im August 1917 — da geheime Technische Berichte nicht ausgegeben wurden — mittels Blaupausen den österr. ungar. Flugzeugfirmen zugänglich gemacht; im April 1918 wurde in gleicher Weise die Erweiterung auf beliebig viele Öffnungen mitgeteilt. Von dieser Zeit an wurden die Tragflächenholme der österr. Flugzeuge zum größten Teil nach dieser Methode untersucht. Die Veröffentlichung meiner Holmberechnung in einer Zeitschrift konnte allerdings erst nach dem Kriege im Jahre 1919 erfolgen.

[1]) Für ein Feld von der Länge s bedeuten mit $\alpha = \frac{s}{k}$:

$$\varphi' = -\frac{1}{s} \frac{\alpha}{\operatorname{tg} \alpha}, \quad \varphi'' = \frac{1}{s} \frac{\alpha}{\sin \alpha}, \quad \varphi''' = \frac{1}{s} \frac{\operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}}{\alpha}.$$

Zur Berechnung der Tragflächenholme.

Von H. Müller-Breslau.

Im Heft 7/8 verglich ich, anknüpfend an eine Mitteilung des Herrn Ratzersdorfer, die rechnerische und zeichnerische Bestimmung des größten Feldmomentes, davon ausgehend, daß die Funktion $Y = C_1 \cos \varphi + C_2 \sin \varphi$ mittels eines Kreises dargestellt werden kann, dessen Durchmesser Y_{max} die Hypotenuse eines aus den Katheten C_1 und C_2 gebildeten rechtwinkligen Dreiecks ist. Ich wies in der vierten Fußnote auf den Zusammenhang meiner einfachen Darstellung mit dem von Herrn Ratzersdorfer angegebenen Verfahren hin, machte darauf aufmerksam, daß bei diesem Verfahren in dem wichtigen Falle sehr kleiner Knicksicherheiten die 3 den Kreis bestimmenden Punkte nahezu in einer Geraden liegen, und beschrieb die unrichtige, mit der Annahme $C_1 = 0 \cdot \infty = 0$ sich deckende Lösung des Herrn Ratzersdorfer für den Grenzfall $\alpha = \pi$.

Hierzu bemerkt nun Herr Ratzersdorfer, er habe für $\alpha = \pi$ den $M_x + g k^2$-Kreis versehentlich unrichtig in die Figur eingetragen. Dem widerspricht aber der Text seiner Abhandlung (Österr. Flugzeitschr 1919); er lautet: »In der zweiten Öffnung ($\alpha = \pi$) ist, wie man sich — z. B. durch Berechnung von M_{max} — leicht überzeugen kann, das Moment durch die Differenz des $g k^2$-Kreises und des Kreises über $b_1 0$ als Durchmesser gegeben«. In Abb. 4 seiner vorstehenden Mitteilung verbessert Herr Ratzersdorfer diesen Fehler. Hierbei geht er den von mir angegebenen Weg und bestimmt einen dritten Kreispunkt d_1 durch Berechnung der Strecke $0 d_1 = g_1 k_1^2 + M_1 = C_1$. Man überzeugt sich hiervon, wenn man mit dem von Herrn Ratzersdorfer für M_1 entwickelten Ausdruck die Umformung

$$\psi_2 S_1 s_1 = \nu_2 \frac{S_1 s_1}{S_2 s_2} = \nu_2 \gamma, \quad k_1^2 = \frac{s_1^2}{\pi^2}$$

vornimmt und das Ergebnis

$$M_1 + g_1 k_1^2 = \frac{g_1 s^2 (4 + \pi^2 + 4 \gamma \nu_2')}{2 \pi^3} - - \frac{g_2 s_2^2 \gamma \nu_2'''}{2 \pi^3} + M_a \frac{2 + \gamma \nu_2'}{\pi} - \frac{M_c \gamma \nu_2''}{\pi}$$

mit meiner Formel für C_1 (S. 104) vergleicht.

Zu Einleitung und Schlußwort der vorstehenden Mitteilung des Herrn Ratzersdorfer nehme ich durch eine kurze Beschreibung des Weges Stellung, den ich in meiner Arbeit »Zur Festigkeitsberechnung der Flugzeugholme« im Augustheft 1918 der nicht für die Öffentlichkeit bestimmt gewesenen Technischen Berichte der Flugzeugmeisterei bei Berücksichtigung der Tragflächenverspannung angegeben habe. Die Aufgabe läuft darauf hinaus, den Einfluß beliebig gerichteter Einzellasten, auch solcher, die von den Durchbiegungen des Holms abhängen, zu verfolgen[1]). Den am häufigsten vorkommenden Sonderfall will ich etwas weiter

[1]) Die Grundlagen dieser Untersuchung stammen aus meiner Hochschulvorlesung über »Ausgewählte Kapitel der Statik der Baukonstruktionen« und sind schon recht alt. Im Anschluß an diese Vorlesung und an meine Abhandlung in der Allg. Bauz. 1885 steuerte ich zu den Preisaufgaben, welche die Technische Hochschule zu Berlin ihren Studierenden alljährlich stellt, bereits im Studienjahr 1890—91 die Aufgabe bei: die Biegungsmomente der durch schräge Pfettenlasten beanspruchten Druckgurtung eines Dachbinders mit Berücksichtigung der Momente Sy zu berechnen. Die Flugzeugstatik hat sich erst seit kurzem mit der genaueren Untersuchung der Holme beschäftigt, trotzdem hier die schärfere Berechnung wegen der starken Durchbiegungen wichtiger ist als für die im Brückenbau und Hochbau vorkommenden Fachwerke. Bei so großen Durchbiegungen halte ich es nicht für erlaubt, sich über (hier nicht mal bestehende) rechnerische Schwierigkeiten durch willkürliche Annahmen hinwegzusetzen.

ausführen, weil in dieser Zeitschrift die hier aufgeworfene Frage noch nicht behandelt worden ist.

Die Grundgleichungen. Ein auf Knickung und Biegung beanspruchter Stab sei nach Abb. 1 belastet. Zwischen den

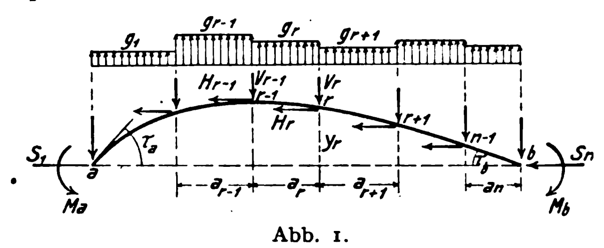


Abb. 1.

Momenten $M_a \ldots M_{r-1}, M_r\, M_{r+1} \ldots M_b$ und den Durchbiegungen y bestehen die Beziehungen[1]):

$$M_{r-1}\psi_r'' + M_r(\psi_r' + \psi_{r+1}') + M_{r+1}\psi_{r+1}'' + g_r a_r^2 \psi_r''' + + g_{r+1} a_{r+1}^2 \psi_{r+1}''' = \Delta\,\vartheta_r = \frac{y_r - y_{r-1}}{a_r} - \frac{y_{r+1} - y_r}{a_{r+1}} \quad (1)$$

sie gestatten, in Verbindung mit den Gleichgewichtsbedingungen, die M und y als Funktionen der g, H, V, M_a, M_b darzustellen[2]). Ist dies geschehen, so kann man die Neigungswinkel τ_a und τ_b der Endtangenten der elastischen Linie mittels der Formeln

$$\left.\begin{aligned} \tau_a &= \frac{y_1}{a_1} + M_a\psi_1' + M_1\psi_1'' + g_1 s_1^2 \psi_1''' \\ \tau_b &= \frac{y_n}{a_n} + M_b\psi_n' + M_{n-1}\psi_n'' + g_n s_n^2 \psi_n''' \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad (2)$$

ebenfalls als Funktionen der Momente M_a und M_b und der Feldbelastung entwickeln und ist nunmehr imstande, die Knotenmomente durchlaufender Holme zu berechnen, ohne daß man nötig hat, andere Gleichungen aufzustellen als 3-gliedrige Momentengleichungen von der Art der Gleichung (1); T. B. S. 540 u. 542.

Das zweiteilige Holmfeld mit gleichlangen Abschnitten $a_1 = a_2 = a$ (Abb. 2). Dieser wohl am häufigsten vorkommende

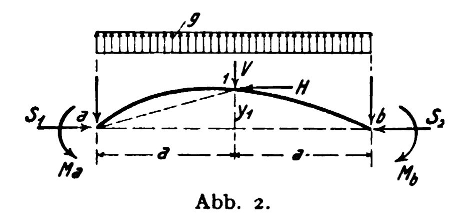


Abb. 2.

Fall möge etwas ausführlicher untersucht werden. Aus (1) folgt

$$M_a\psi_1'' + M_1(\psi_1' + \psi_2') + M_b\psi_2'' + g\,a^2(\psi_1''' + \psi_2''') = \frac{2\,y_1}{a} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Hierzu tritt die Gleichgewichtsbedingung

$$M_1 = \frac{g\,a^2}{2} + \frac{1}{2}(M_a + M_b) + S_2 y_1 - \frac{V\,a}{2} + \frac{H\,y_1}{2} \quad . \quad (4)$$

Wir betrachten folgende Sonderfälle.

Erstens, V ist unabhängig von H. Mit der Bezeichnung

$$S = \frac{1}{2}(S_1 + S_2)$$

für den mittleren Holmdruck ergibt sich

$$2\,S\,y_1 = 2\,M_1 - (M_a + M_b) - g\,a^2 + V\,a \quad . \quad . \quad (5)$$

$$M_1\left(2 - \nu_1'\frac{S}{S_1} - \nu_2'\frac{S}{S_2}\right) = g\,a^2\left(1 + \nu_1'''\frac{S}{S_1} + \nu_2'''\frac{S}{S_2}\right) + + M_a\left(1 + \nu_1''\frac{S}{S_1}\right) + M_b\left(1 + \nu_2''\frac{S}{S_2}\right) - V\,a \quad . \quad (6)$$

Zweitens. Die Mittelkraft von H und V geht durch den Endpunkt a, was annähernd der Fall ist, wenn der Holmpunkt 1 mit dem starr angenommenen Rumpf durch eine Diagonale der Innenverspannung verbunden wird. Dann entsteht

$$V = H\,\frac{y_1}{a}, \quad 2\,S_2\,y = 2\,M_1 - (M_a + M_b) - g\,a^2 \quad . \quad (7)$$

$$M_1\left(2 - \nu_1'\frac{S_2}{S_1} - \nu_2'\right) = g\,a^2\left(1 + \nu_1'''\frac{S_2}{S_1} + \nu_2'''\right) + + M_a\left(1 + \nu_1''\frac{S_2}{S_1}\right) + M_b(1 + \nu_2'') \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Drittens. Es soll mit der von Herrn Ratzersdorfer angenommenen »fingierten« Richtung der Längskraft gerechnet werden; sie führt zu der Formel

$$M_1(2 - \nu_1' - \nu_2') = g\,a^2(1 + \nu_1''' + \nu_2''') + + M_a(1 + \nu_1'') + M_b(1 + \nu_2'') \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Wie bedeutend die Unterschiede der Ergebnisse der drei Formeln (6) (8) (9) ausfallen können, lehrt folgendes Zahlenbeispiel.

Es sei $s = 300$ cm, $J = 300$ cm^4, $E = 120\,000$ kg/cm^2, $g = 2$ kg/cm, $g\,a^2 = 450$ kgm, $M_a = 0$, $M_b = -360$ kgm, $S_1 = 4200$ kg, $S_2 = 3200$ kg, $S = 3700$ kg.

Rechnet man mit einem konstanten mittleren Holmdruck (wie dies wohl meistens geschieht), so erhält man $M_1 = 97$ kgm, $M_{max} = 148$ kgm.

Zu $\alpha_1 = a\sqrt{\dfrac{S_1}{E\,J}} = 1{,}620\,185$ (92° 50′) und $\alpha_2 = a\sqrt{\dfrac{S_2}{E\,J}} = 1{,}414\,214$ (81° 2′) gehören

$$\nu_1' = 1{,}0802, \quad \nu_1'' = 0{,}6222, \quad \nu_1''' = 0{,}1485$$
$$\nu_2' = 0{,}7769, \quad \nu_2'' = 0{,}4317, \quad \nu_2''' = 0{,}1043.$$

Mit diesen Werten geben die Formeln (6), (8), (9) — die erste mit $V = 0$ — der Reihe nach:

$$M_1 = 156 \text{ kgm}, \quad 81 \text{ kgm}, \quad 338 \text{ kgm}.$$

Das in der linken Holmhälfte auftretende M_{max} ist

$$M_{max} = \sqrt{C_1^2 + C_2^2} - g_1 k_1^2, \quad k_1^2 = \frac{E\,J}{S_1},$$

$$C_1 = \left(g_1 k_1^2 + \frac{M_a + M_1}{2}\right)\sec\frac{\alpha_1}{2}, \quad C_2 = \frac{M_a - M_1}{\sin\frac{\alpha_1}{2}}.$$

Man erhält

$$M_{max} = 206 \text{ kgm}, \quad 141 \text{ kgm}, \quad 375 \text{ kgm}$$

und erkennt den großen Einfluß der Richtung der in 1 angreifenden Einzelkraft. Eine genauere Berücksichtigung dieser Richtung ist — bei einem zweiten Rechnungsgange — möglich, wenn man die Zelle als Raumfachwerk behandelt. Es führt aber nur ein Verfahren zum Ziel, das gestattet, den Einfluß beliebig gerichteter Einzellasten anzugeben.

Nach Berechnung von M_1 und y_1 findet man

$$\left.\begin{aligned} \tau_a &= \frac{y_1}{a} + M_a\,\psi_1' + M_1\,\psi_1'' + g\,a^2\,\psi_1''' \\ \tau_b &= \frac{y_1}{a} + M_b\,\psi_2' + M_1\,\psi_2'' + g\,a^2\,\psi_2''' \end{aligned}\right\} \quad . \quad (10)$$

Setzt man den Faktor von M_1 in (6) (8) (9) gleich Null, so erhält man für den Fall beliebig großer M_a und M_b die Knickbedingung für das Feld $a\,b$[1]).

Durchlaufender Holm mit zweiteiligen Feldern (Abb. 3). Jedes Feld bestehe aus zwei gleichlangen Teilen. Die V seien unabhängig von den H; es gelten also (5) und (6). Der Druck in der linken Hälfte des Feldes $s_r = 2\,a_r$ sei S_{ra}, in der rechten S_{rb}, der Mittelwert sei S_r.[2]) Zu S_{ra} gehören die Werte α_{ra}, ν_{ra}, zu S_{rb} die Werte $\alpha_{rb}\;\nu_{rb}$. Zur Abkürzung werden die

[1]) Müller-Breslau. Graph. Statik II. Abt. 2, S. 289. Die bei exzentrischen Angriffen hinzutretenden Glieder lasse ich hier fort.

[2]) In den T. B. habe ich gezeigt, daß die Einführung der Querkräfte die Bildung der Δy erleichtert — Einzelheiten, auf die ich hier nicht eingehen kann.

[1]) Sind die Feldabschnitte ungleich (a_1, a_2) und verschieden belastet (g_1, g_2), so treten im ersten der untersuchten 3 Fälle an die Stelle von (5) und (6) die Gleichungen:

$$S\,y_1 = M_1 - \frac{a_1 a_2}{2\,s}(g_1 a_1 + g_2 a_2) + V\,\frac{a_1 a_2}{s} - M_a\,\frac{a_2}{s} - M_b\,\frac{a_1}{s} \text{ und}$$

$$M_1\left(\frac{s}{a_1 a_2} - \frac{\nu_1'}{a_1}\,\frac{S}{S_1} - \frac{\nu_2'}{a_2}\,\frac{S}{S_2}\right) = g_1 a_1\left(\frac{1}{2} + \nu_1'''\,\frac{S}{S_1}\right) + + g_2 a_2\left(\frac{1}{2} + \nu_2'''\,\frac{S}{S_2}\right) + \frac{M_a}{a_1}\left(1 + \nu_1''\,\frac{S}{S_1}\right) + \frac{M_b}{a_2}\left(1 + \nu_2''\,\frac{S}{S_2}\right) - V$$

wo

$$S = \frac{1}{2}(S_1 + S_2) + \frac{H\,(a_2 - a_1)}{2\,s}.$$

[2]) In den Abb. 3—7 haben wir, des kleinen Maßstabes wegen, die in den Stützpunkten angreifenden Drucke S fortgelassen.

Bezeichnungen eingeführt:

$$\varkappa_{ra} = \nu_{ra}\frac{S_r}{S_{ra}},\quad \varkappa_{rb} = \nu_{rb}\frac{S_r}{S_{rb}};\quad \varepsilon_r = 2 - \varkappa_{ra}' - \varkappa_{rb}'.$$

Abb. 3.

Mit Hilfe von (5) (6) (10) findet man für die Neigungswinkel τ_{ra} und τ_{rb} am linken und rechten Ende des Feldes s_r die Formeln

$$\left.\begin{aligned}\tau_{ra} &= M_{r-1}\varphi_{ra} + M_r\varphi_r + g_r a_r \omega_{ra} - V_r\eta_{ra}\\ \tau_{rb} &= M_{r-1}\varphi_r + M_r\varphi_{rb} + g_r a_r \omega_{rb} - V_r\eta_{rb}\end{aligned}\right\}\quad (11)$$

wo

$$\left.\begin{aligned}
\varphi_r &= \frac{1}{S_r a_r}\left(\frac{(1+\varkappa_{ra}'')(1+\varkappa_{rb}'')}{\varepsilon_r} - \frac{1}{2}\right)\\
\varphi_{ra} &= \frac{1}{S_r a_r}\left(\frac{(1+\varkappa_{ra}'')^2}{\varepsilon_r} + \varkappa_{ra}' - \frac{1}{2}\right)\\
\varphi_{rb} &= \frac{1}{S_r a_r}\left(\frac{(1+\varkappa_{rb}'')^2}{\varepsilon_r} + \varkappa_{rb}' - \frac{1}{2}\right)\\
\omega_{ra} &= \frac{1}{S_r}\left(\frac{(1+\varkappa_{ra}'''+\varkappa_{rb}''')(1+\varkappa_{ra}'')}{\varepsilon_r} + \varkappa_{ra}''' - \frac{1}{2}\right)\\
\omega_{rb} &= \frac{1}{S_r}\left(\frac{(1+\varkappa_{ra}'''+\varkappa_{rb}''')(1+\varkappa_{rb}'')}{\varepsilon_r} + \varkappa_{rb}''' - \frac{1}{2}\right)\\
\eta_{ra} &= \frac{1}{S_r}\left(\frac{1+\varkappa_{ra}''}{\varepsilon_r} - \frac{1}{2}\right);\ \eta_{rb} = \frac{1}{S_r}\left(\frac{1+\varkappa_{rb}''}{\varepsilon_r} - \frac{1}{2}\right)
\end{aligned}\right\}\quad (12)$$

Die Bedingungen

$$\tau_{rb} + \tau_{(r+1)a} = \Delta\vartheta_r$$

liefern für die Berechnung der Knotenmomente .... M_{r-1}, M_r, M_{r+1} ... die Gleichungen

$$M_{r-1}\varphi_r + M_r(\varphi_{rb} + \varphi_{(r+1)a}) + M_{r+1}\varphi_{r+1} = -g_r a_r \omega_{rb} - \\ - g_{r+1}a_{r+1}\omega_{(r+1)a} + V_r\eta_{rb} + V_{r+1}\eta_{(r+1)a} + \Delta\vartheta_r \quad (13)$$

Die $\Delta\vartheta_r$ werden in bekannter Weise aus den Winkeländerungen der Tragwand berechnet. T. B. S. 486. Für ein einteiliges Feld gilt

$$\left.\begin{aligned}\tau_{ra} &= M_{r-1}\psi_r' + M_r\psi_r'' + g_r s_r\frac{\nu_r'''}{S_r}\\ \tau_{rb} &= M_{r-1}\psi_r'' + M_{r+1}\psi_r' + g_r s_r\frac{\nu_r'''}{S_r}\end{aligned}\quad \psi_r = \frac{\nu_r}{S_r s_r}\right\}\quad (14)$$

Hiernach ergeben sich für die in den Abb. 4 bis 7 dargestellten oft vorkommenden Fälle die folgenden Momentengleichungen und Knickbedingungen. Letztere müssen bei gerader Felderzahl stets für unsymmetrische Belastung aufgestellt werden.[1])

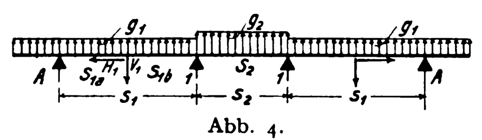


Abb. 4.

Einstieler mit einteiligem Mittelfeld (Abb. 4).

$$M_A\varphi_1 + M_1(\varphi_{1b} + \psi_2') + M_1\psi_2'' = -g_1 a_1\omega_{1b} - \\ - g_2 s_2\frac{\nu_2}{S_2} + V_1\eta_{1b} + \Delta\vartheta_1.$$

Knickbedingung:

$$\varphi_{1b} + \psi_2' + \psi_2'' = 0.$$

Zweistieler mit einteiligem Mittelfeld (Abb. 5).

$$M_A\varphi_1 + M_1(\varphi_{1b} + \varphi_{2a}) + M_2\varphi_2 = \\ = -g_1 a_1\omega_{1b} - g_2 a_2\omega_{2a} + V_1\eta_{1b} + V_2\eta_{2a} + \Delta\vartheta_1$$

$$M_1\varphi_2 + M_2(\varphi_{2b} + \psi_3') + M_2\psi_3'' = \\ = -g_2 a_2\omega_{2b} - g_3 s_3\frac{\nu_3}{S_3} + V_2\eta_{2b} + \Delta\vartheta_2.$$

Knickbedingung:

$$(\varphi_{1b} + \varphi_{2a})(\varphi_{2b} + \psi_3' + \psi_3'') - \varphi_2^2 = 0.$$

[1]) Müller-Breslau, Über Knickfestigkeit, Zentralbl. d. Bauverw. 1919, S. 111, Zahlenbeispiel zu Abb. 4.

Zweistieler mit 4-feldrigem Holm (Abb. 6).

$$M_A\varphi_1 + M_1(\varphi_{1b} + \varphi_{2a}) + M_2\varphi_2 = \\ = -g_1 a_1\omega_{1b} - g_2 a_2\omega_{2a} + V_1\eta_{1b} + V_2\eta_{2a} + \Delta\vartheta_1$$

$$M_1\varphi_2 + M_2\varphi_{2b} = -g_2 a_2\omega_{2b} + V_2\eta_{2b} + \frac{1}{2}\Delta\vartheta_2.$$

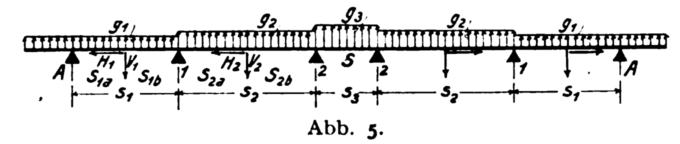


Abb. 5.

Knickbedingung:

$$\varphi_{1b} + \varphi_{2a} = 0.$$

Dreistieler mit 6-feldrigem Holm (Abb. 7).

$$M_A\varphi_1 + M_1(\varphi_{1b} + \varphi_{2a}) + M_2\varphi_2 = \\ = -g_1 a_1\omega_{1b} - g_2 a_2\omega_{2a} + V_1\eta_{1b} + V_2\eta_{2a} + \Delta\vartheta_1$$

$$M_1\varphi_2 + M_2(\varphi_{2b} + \varphi_{3a}) + M_3\varphi_3 = \\ = -g_2 a_2\omega_{2b} - g_3 a_3\omega_{3a} + V_2\eta_{2b} + V_3\eta_{3a} + \Delta\vartheta_2$$

$$M_2\varphi_3 + M_3\varphi_{3b} = -g_3 a_3\omega_{3b} + \frac{1}{2}\Delta\vartheta_3.$$

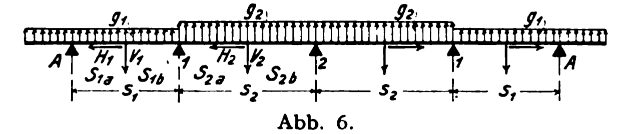


Abb. 6.

Knickbedingung:

$$(\varphi_{1b} + \varphi_{2a})(\varphi_{2b} + \varphi_{3a}) - \varphi_2^2 = 0.$$

Selbst in diesem Falle erfordert die Untersuchung der Knickgrenze nur die Ausrechnung einer Determinante zweiten Grades.

Ist $\varepsilon_r = 0$, so werden φ_r, φ_{ra}, φ_{rb}, ω_{ra}, ω_{rb}, η_{ra}, η_{rb} gleich ∞. Gleichung (13) geht nach Division mit φ_{rb} für $\varepsilon_r = 0$ bei endlich bleibendem ε_{r+1} über in

$$M_{r-1}(1+\varkappa_{ra}'') + M_r(1+\varkappa_{rb}'') + \\ + g_r a_r^2(1+\varkappa_{ra}'''+\varkappa_{rb}''') - V_r a_r = 0 \quad (15)$$

Mit $\varepsilon_r = 0$ verschwindet die linke Seite der Gleichung (6). Aus (15) folgt, daß beim durchlaufenden Holm auch die rechte Seite von (6) verschwindet, falls ε_{r+1} endlich bleibt. Die Knickfestigkeit liegt mithin über der durch $\varepsilon_r = 0$ bestimmten Grenze. Im Sonderfalle $\varepsilon_r = \varepsilon_{r+1} = 0$ läßt sich (13) umformen in

$$D_{(r-1)r}\frac{1+\varkappa_{rb}''}{S_r a_r} + D_{r(r+1)}\frac{1+\varkappa_{(r+1)a}''}{S_{r+1}a_{r+1}} = 0$$

wo

$$D_{(r-1)r} = M_{r-1}(1+\varkappa_{ra}'') + M_r(1+\varkappa_{rb}'') + \\ + g_r a_r^2(1+\varkappa_{ra}'''+\varkappa_{rb}''') - V_r a_r$$

$$D_{r(r+1)} = M_r(1+\varkappa_{(r+1)a}'') + M_{r+1}(1+\varkappa_{(r+1)b}'') + \\ + g_{r+1}a_{r+1}^2(1+\varkappa_{(r+1)a}'''+\varkappa_{(r+1)b}''') - V_{r+1}a_{r+1}.$$

Ich verweise auf die von mir in dieser Zeitschrift (1918, S. 109) und im Zentralblatt der Bauverw. (1919, S. 310) angestellten ähnlichen Untersuchungen.

Abb. 7.

Das dreiteilige Holmfeld. Ich beschränke mich hier auf ein einziges Beispiel. Für das nach Abb. 8 belastete Holmfeld soll die Untersuchung unter der Voraussetzung durchgeführt werden, daß die Mittelkraft aus H_1 und V_1 durch

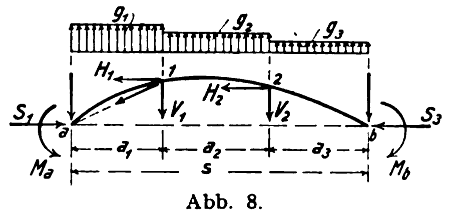


Abb. 8.

den Endpunkt a geht, daß also $V_1 = H_1 y_1 : a_1$ ist. V_2 sei beliebig groß. Bezeichnet man mit M_0 den von den y unabhängigen Teil von M, so erhält man mit $S_1 = S_2 + H_1$ die Momente

$$M_1 = M_{01} + S_2 y_1 - \frac{H_2 y_2}{s}a_1 \quad . . . \quad (16)$$

$$M_2 = M_{02} + S_3 y_2 + \frac{H_2 y_2}{s} a_3 \quad . \; . \; . \quad (17)$$

als entwickelte Funktionen von y_1 und y_2. Setzt man sie ein in die Gleichungen

$$M_a \psi_1'' + M_1 (\psi_1' + \psi_2') + M_2 \psi_2'' + g_1 a_1^2 \psi_1''' + g_2 a_2^2 \psi_2''' = \frac{y_1}{a_1} - \frac{y_2 - y_1}{a_2} \quad (18)$$

$$M_1 \psi_2'' + M_2 (\psi_2' + \psi_3') + M_b \psi_3'' + g_2 a_2^2 \psi_2''' + g_3 a_3^2 \psi_3''' = \frac{y_2 - y_1}{a_2} + \frac{y_2}{a_3} \quad (19)$$

so erhält man durch deren Auflösung y_1 und y_2 und damit auch M_1, M_2, τ_a, τ_b als Funktionen der Feldbelastung und der Momente M_a und M_b.

Eliminiert man y_1 und y_2 mittels (16) und (17), so gehen (18) und (19) mit den Bezeichnungen

$$\mu' = 1 - \nu', \quad \mu'' = 1 + \nu''$$

$$\gamma_1 = \nu_1 \frac{S_2}{S_1}, \quad \gamma_3 = \nu_3 \frac{S_2}{S_3}, \quad \varrho = \frac{S_2 \frac{a_2 + a_3}{a_3} - H_2 \frac{a_1}{s}}{S_3 + H_2 \frac{a_3}{s}}$$

über in

$$M_1 \left(\frac{a_2}{a_1} - \gamma_1' + \mu_2'\right) - M_2 \mu_2'' =$$
$$= M_{01}\left(1 + \frac{a_2}{a_1}\right) - M_{02} + M_a \gamma_1'' + g_1 a_1^2 \gamma_1''' + g_2 a_2^2 \nu_2'''$$

und

$$- M_1 \mu_2'' + M_2 (\varrho - \nu_2' - \gamma_3') =$$
$$= - M_{01} + \varrho M_{02} + M_b \gamma_3'' + g_2 a_2^2 \nu_2''' + g_3 a_3^2 \gamma_3'''.$$

Wir schließen hiermit die Erörterung dieses Gegenstandes. Schriftleitg.

Patentverlängerung.

Auslegung des Gesetzes nach der Praxis der Ausschüsse.

Die vielbestrittene Notwendigkeit des Patentverlängerungsgesetzes wird wohl am besten durch die Inanspruchnahme der damit verkündeten Vergünstigung argumentiert. Es sind bis jetzt beim Reichspatentamt über 14000 Anträge gestellt, von denen ein großer Teil schon Erledigung gefunden hat. Dadurch haben sich verschiedene Unklarheiten bei der Antragstellung herausgestellt. Auf Grund der Praxis haben nun die Ausschüsse für die Patentverlängerung einige Richtlinien ausgearbeitet, die im Interesse der Schutzrechtsinhaber nachstehend bekanntgegeben und zur Beachtung empfohlen werden.

1. Wird die Verlängerung mehrerer Schutzrechte in einer und derselben Eingabe beantragt, so liegen rechtlich mehrere Anträge vor. Für jeden Antrag ist eine Gebühr von M. 60 zu zahlen.

2. Schutzrechte, die vor dem 1. August 1914 erloschen sind, sind der Verlängerung der Schutzdauer nicht fähig.

3. Die Verlängerung kann auch dann gewährt werden, wenn das Schutzrecht nach dem 31. Juli 1919 durch Zeitablauf oder wegen Nichtzahlung einer Gebühr erloschen ist.

4. Schwebende Anmeldungen stehen im Sinne des § 1 Patenten und Gebrauchsmustern gleich. Der Antrag auf Schutzverlängerung kann hiernach schon vor der Erteilung des Patents oder der Eintragung des Gebrauchsmusters gestellt werden, er muß jedoch innerhalb der Fristen des § 2 des Gesetzes erfolgen.

5. Schutzrechte, die erst nach dem 31. Juli 1918 ihren Lauf begonnen haben, sind von der Vergünstigung der Verlängerung ausgeschlossen.

6. Antragsberechtigt ist nicht nur der Inhaber des Patents oder Gebrauchsmusters, sondern auch derjenige, der — ohne Rollenumschreibung — das Eigentum daran durch Kauf, Erbschaft oder dergl. erworben hat.

7. Der Verlängerungsantrag ist bei Schutzrechten, die zur Zeit des Inkrafttretens des Gesetzes erloschen sind, binnen zwei Monaten, im übrigen binnen sechs Monaten nach dem Inkrafttreten zu stellen. Als erloschen sind diejenigen Schutzrechte nicht anzusehen, die zufolge der Bestimmungen des Art. 307 des Friedensvertrages und der §§ 15, 17 des Ausführungsgesetzes dazu vom 31. August 1919 wieder in Kraft getreten sind.

8. Ergeben sich bei der Prüfung des Antrages Anstände, so wird dem Antragsteller in einem Zwischenbescheid Gelegenheit gegeben, sich über sie zu äußern. Eine Abweisung ohne Zwischenbescheid findet nicht statt.

9. Eine Ergänzung und Erläuterung des Inhalts ist jederzeit zulässig.

10. Geheimgehalten werden Angaben, die Antragsteller über seinen eigenen gewerblichen Betrieb oder seine eigenen geschäftlichen Verhältnisse macht. Mit dem Grundsatz der Geheimhaltung des Verfahrens wird es auch für vereinbar gehalten, auf Anfragen Dritter Auskunft über die Einreichung oder Ablehnung eines Verlängerungsantrages zu geben.

11. Jedem Antrag sind zur schnellen Erledigung Beweismittel zuzufügen, auch wenn genau dieselben bereits einem anderen Antrag beigelegt sind.

12. Die Entscheidung wird im Wege der förmlichen Zustellung mitgeteilt und sind dann die entsprechenden Patentgebühren sofort fällig.

13. Verlängerungsanträge sind mit anderen Anträgen oder Anfragen an das Patentamt nicht zu verbinden. — Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen, Nr. 7/8, 15. September 1920, S. 115/116. Eppinger.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Rhön-Wettbewerb. Zur Unterstützung der Bestrebungen auf dem Gebiete des Segelfluges hatte die W. G. L. für den Rhön-Wettbewerb auf Grund eines Vorstandsbeschlusses einen Preis von M. 500 ausgesetzt. Derselbe ist nun durch Entscheidung des Preis-Gerichtes vom 6. September 1920 der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen zugesprochen worden. Über den Verlauf des Wettbewerbes spricht Herr Klemperer auf der diesjährigen VI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung.

Am 14. August ds. Js. sind von der Geschäftsstelle aus an sämtliche Mitglieder Sonderdrucke des Vortrages von Dr.-Ing. Hoff, »Die Entwicklung deutscher Heeresflugzeuge im Kriege«, der am 17. August 1918 in Hamburg auf der Tagung der Gesellschaft gehalten und bis auf das Kriegsende ergänzt wurde, verschickt worden. Wir haben diese Hefte zu einem Vorzugspreis erhalten und berechnen dafür unsern Mitgliedern M. 1,50 und M. 0,20 für Porto, den ausländischen Mitgliedern M. 3,50 und M. 0,40 für Porto. Wir bitten um Einsendung des Betrages auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844.

Das 1. Beiheft zu unserer Zeitschrift ist erschienen und wird sämtlichen Mitgliedern zugesandt werden. Da unsere Kasse durch die sich belaufenden Unkosten außerordentlich in Anspruch genommen wird, würden wir es sehr begrüßen, wenn uns der ungefähre Selbstkostenbetrag von M. 15.— für das Exemplar zurückerstattet werden würde. Einzahlungen sind auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 zu leisten.

Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Kaufmann Georg Fritsch, Hildesheim, Hornemannstraße 10.

Heymann, Berlin W. 50, Würzburgerstr. 7.

Steffen, Charlottenburg, Uhlandstr. 160.

Adressenänderungen:

Major Carganico, Berlin-Südende, Berlinerstr. 16.

Marinebaumeister Wischer, Berlin W. 50, Spichernstraße 5/6.

Dipl.-Ing. Eisenlohr, Charlottenburg 2, Fraunhoferstraße 13.

Major a. D. Kastner, Sonnenhof a/B., Post Hennigkofen (Württbg.).

Major a. D. Zimmer-Vorhaus, Breslau 16, Tiergartenstr. 28/II.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Der **Luftverkehr Paris—Genf** soll in Kürze wieder aufgenommen werden. Er war auf Anordnung des Schweizer »Office général aérien« eingestellt worden, das aber soeben sein Verbot aufgehoben hat. (»l'Auto«, Paris, 10. 9. 20.) ND. **38.**

Im weiteren Ausbau des seit dem 3. August d. J. dreimal wöchentlich im Betrieb befindlichen **„Europa-Nord-West-Fluges„** zwischen Kopenhagen—Hamburg—Bremen—Amsterdam—(London) hat sich die Deutsche Luft-Reederei im Einvernehmen mit den Reichs-Postverwaltungen und den befreundeten Luftreedereien der in Frage kommenden Länder entschlossen, vom 15. September 1920 ab auf der genannten Linie täglich in beiden Richtungen zu fliegen.

Es bestehen demnach vom 15. September ab täglich Flugverbindungen zwischen

Berlin—Warnemünde—Malmö—Kopenhagen

und zwischen

Kopenhagen—Hamburg—Bremen—Amsterdam—(London)

mit Anschluß durch den Sablatnig-Luftdienst in Bremen.

Die Postsendungen sind durch die Briefkästen oder Postanstalten mit der Aufschrift »Durch Luftpost« zur Auflieferung zu bringen und können auch nach Orten und Ländern über die Flugstrecke hinaus adressiert und von anderen Orten Deutschlands abgesandt werden (z. B. von Dresden nach Christiania, von München nach Kopenhagen oder von Berlin nach Manchester).

Für die Berliner Post nach Skandinavien werden bei besonders eiligen Fällen im Postamt W. 8 oder C. 2, Schalter 1, noch bis 9,45 Uhr vormittags Sendungen angenommen, die einschließlich der für Luftpost beschleunigten Zensurabfertigung des Mittagsflugzeug (Berlin-Johannisthal ab 12 Uhr 30 Min.) noch erreichen, also bereits um 5 Uhr nachmittags in Schweden eintreffen.

Für den Personenverkehr stehen täglich 2 Plätze in jeder Richtung zur Verfügung. In Berlin kann die Anmeldung zum Fluge nach Warnemünde—Malmö—Kopenhagen beim Reisebureau der Hamburg-Amerika-Linie, Unter den Linden 8 (ev. telephonisch: Zentrum 9197), noch bis 11 Uhr vormittags erfolgen, doch muß es dem Fluggast nach Vorsprechen beim Reisebureau möglich sein, bis 12 Uhr 15 Min. mittags im Flughafen der Deutschen Luft-Reederei, Johannisthal, einzutreffen. (»Sonderbericht.«) ND. **38.**

Luftverkehr Deutschland—Schweiz. Am 14. September unterzeichneten Bundespräsident Motta und der deutsche Gesandte Müller ein vorläufiges Übereinkommen betreffend den Luftverkehr zwischen der Schweiz und Deutschland. Das Übereinkommen tritt sofort in Kraft. Es entspricht im wesentlichen den bereits mit Frankreich und England abgeschlossenen Übereinkommen. (»B. Z.«, 15. 9. 1920.) ND. **38.**

Wettbewerbe.

Die Deutsche Luftsport-Kommission hat in ihrer letzten Sitzung am 14. September beschlossen, den **Schlußtermin für die Einlieferung von Instrumenten zum Rumpler-Preisausschreiben** auf den 3. Jan. 1921, 3 Uhr nachm., zu verlegen. (»Sonderbericht.«) ND. **38.**

Der Vorstand des Aero-Clubs von Amerika hat beschlossen, dem Ansuchen der Süd-Kalifornischen u. a. Aero-Clubs zu entsprechen und ein **zweites Transkontinentales Flugzeugrennen um den Pulitzerpreis** zu veranstalten. Flugstrecke: New York—Los Angelos; Zeitpunkt: Januar, Februar oder März 1921. (»Aerial Age«, Nr. 23, 16. 8. 20, S. 769.) ND. **38.**

England.

Das Luftfahrtministerium gibt bekannt, daß der »Air Council« sich mit der Frage befaßt hat, Werkmeistern Merkblätter, die zur Ausübung ihres Dienstes nützlich sind, zu liefern. Zu diesem Zweck sollen regelmäßige »Bekanntmachungen des Air Ministry an Werkmeister« veröffentlicht werden in der gleichen Form wie die »Bekanntmachungen an Flieger« herausgegeben werden.

Diese Bekanntmachungen enthalten Mitteilungen über alle diejenigen Flugzeugteile, die eine besondere Behandlung erfordern und regelmäßig geprüft werden müssen.

Alle Flugzeugbesitzer erhalten auf Wunsch diese »Bekanntmachungen« zugestellt. Die Arbeitgeber von zugelassenen Werkmeistern haben ihrerseits dafür Sorge zu tragen, daß letztere von den Bekanntmachungen des Air Ministry regelmäßig Kenntnis erhalten. (»Flight«, Nr. 611, 9. 9. 1920.) ND. **38.**

Schleuderpreise bei einem Flugzeugverkauf. Bei einer Versteigerung von Flugzeugen und Zubehörteilen auf dem Hardwick-Flugplatz, Cambridge, wurden bemerkenswert niedrige Preise bezahlt. Ein flugfertiger Avro-Zweisitzer brachte nur 50 Pfund. Ein beschädigter Zweisitzer erzielte 45 Shillings. Ein 50-PS-Gnome wurde mit 35 Shillings und zwei zweiflüglige Gnôme-Luftschrauben mit 7 s. 6 d. verkauft. Selbst eine neue Azetylen-Schweißvorrichtung mit Gaserzeuger brachte nur 17 Pfd. St. 10 sh. (»The Times«, London, 1. 9. 1920.) ND. **37.**

Das Luftfahrtministerium befaßt sich mit der Vorbereitung eines großen **Luftkongresses** in London, der im besonderen dazu dienen soll, die Geschäftswelt mit den Möglichkeiten und dem praktischen Wert der Handelsluftfahrt vertraut zu machen. Mr. Churchill, der Staatssekretär für die Luftfahrt, wird voraussichtlich diesen Kongreß, der drei Tage dauern wird, eröffnen. (»Flight«, Nr. 611, 9. 9. 1920.) ND. **38.**

Frankreich.

Die erste Serie von **5 Breguet-Flugzeugen,** die für **Brasilien** bestimmt sind, wurde nach Probeflügen in 5000 m Höhe in Villacoublay abgenommen. Zwei von ihnen sind für Entfernungsflüge bestimmt und fassen 1000 l Betriebsstoff; alle haben FT-Sende- und Empfangsgerät. (»l'Auto«, Paris, 6. 9. 20.) ND. **38.**

Versuche, Flugzeuge von einem andern Flugzeug aus mit Hertzschen Wellen zu steuern, werden seit einiger Zeit in Crotoy unternommen. Der Voisinapparat, der bei den letzten Versuchen benutzt wurde, kam jedoch sehr bald aus der Kontrolle des Flugzeugs, das ihn mit den Hertzschen Wellen steuerte, und versank in den Fluten. Die Arbeiten werden jedoch fortgesetzt. (»l'Auto«, Paris, 1. 9. 20.) ND. **37.**

Das deutsche Luftschiff „L. 113", das an Stelle des »L. Z. 120« an Frankreich ausgeliefert werden soll, wird nach seiner Überführung erst einige Wochen, vielleicht auch Monate, in Maubeuge untergebracht werden müssen, denn außer dieser Halle käme nur noch die in Cuers als für Zeppeline geeignet in Betracht. Das Luftschiff wird voraussichtlich für eine Luftverkehrslinie zu kommerziellen Zwecken benutzt werden, die ihren Ausgangspunkt in Paris haben wird. Infolgedessen wird wahrscheinlich auf dem Flugplatz Orly eine Halle errichtet werden, wenn man es nicht vorzieht, eine solche aus Deutschland kommen und in Orly wieder aufbauen zu lassen.

Augenblicklich sind Vorbesprechungen zur Erteilung einer Konzession zur Inbetriebnahme einer Luftverkehrslinie zwischen Paris und einer der Hauptverkehrszentren in den afrikanischen Besitzungen (wie Tunis, Casablanca, Biserta oder Dakar) hinzielen. Die größte Schwierigkeit, die zu lösen ist, besteht darin, daß man unbedingt auf der Flugstrecke des Luftschiffs Halteplätze vorsehen muß. (»La Presse«, Paris, 23. 8. 1920.) ND. **37.**

Französischer Wettbewerb für Flugmotoren. Am 1. Mai 1919 schrieb der französische Kriegsminister einen Wettbewerb für Friedensmotoren aus. Meldungsschluß 1. Juli 1920. Schluß des Wettbewerbes am 31. Dezember 1920. Die Motoren werden in drei Gruppen von 125 bis 150, von 250 bis 350 und von 500 bis 600 PS eingeteilt. Das Höchstgewicht der ganzen Einheit einschließlich Wasser, Öl

und Benzin für 5 Stunden Flug darf 3,6 kg/PS nicht überschreiten. Die Drehzahl der Luftschraube muß bei der ersten Klasse zwischen 900 und 1250, bei der zweiten zwischen 900 und 1050 und bei der dritten zwischen 800 und 100 U/min liegen. Es werden nur Motoren, deren Konstrukteur Franzose ist und deren Einzelteile in Frankreich mit französischem Material ausschließlich nach französischen Patenten hergestellt sind, zugelassen. Jeder Motor, der die Prüfungen besteht, erhält 240 Franken pro PS, wenn er der ersten Klasse angehört, 280 pro PS in der zweiten und 330 pro PS in der dritten Klasse. Außerdem kommen Preise von 150000 bis 200000 Frs. je nach Motorleistung zur Verteilung. Vor der eigentlichen Prüfung sind ausführliche Berechnungsgrundlagen, Beschreibungen und Preisangaben für Serien von 100 Stück einzusenden. Zuerst werden dem Motor beigegebene Materialproben von Kurbelwelle, Kolben, Zylinder usw. geprüft. Dann wird die Leistung bei verschiedener Drehzahl abgebremst, der Brennstoffverbrauch und die Regelbarkeit festgestellt. Je ein halbstündiger Lauf, 15° nach vorn und 15° nach hinten geneigt, kontrolliert die Schmierung. Nach diesen Versuchen wird der Motor gewogen, auseinandergenommen und die Übereinstimmung mit den Werkstattzeichnungen sowie angegebenen Toleranzen geprüft. Jetzt kommt er erst aus der Fabrik in eine öffentliche Versuchsanstalt und macht dort fünf Läufe je 5 Stunden lang, zum Teil auf 0,8 der Gesamtleistung gedrosselt. Haben diese Versuche befriedigt, so erhält die Firma 80 Franken pro PS. Dann erfolgen Dauerprüfungen insgesamt 275 h. Zuerst fünfmal 50 h, dann achtmal 5 h, einmal 10 h und zum Schluß einmal 25 h. Jeder Motor, der die ersten 100 h übersteht, erhält 20, 30 oder 40 Franken pro PS je nach Stärke, wenn er 200 h gelaufen hat, nochmals 40, 50 oder 60 Franken pro PS, und wenn er bis zu Ende durchgehalten hat, außerdem noch 100, 120 und 150 Franken pro PS.

Zur Wertung erhält jeder Motor so viel Punkte, wie er Stunden gelaufen hat. Normal 300. Davon werden nach folgenden Bedingungen Abzüge und Zuschläge gemacht: Bei einem ungültigen 5-Stundenlauf werden drei Punkte, bei einem ungültigen 10-Stundenlauf sechs, bei einem ungültigen 25-Stundenlauf 10, bei dem ersten ungültigen 50-Stundenlauf 50 und für den zweiten ungültigen 100 Punkte abgezogen. Eine Verzögerung des Anspringens um 5 min nach der festgesetzten Zeit kostet $\frac{1}{2}$, 5 bis 15 min $\frac{3}{4}$ und eine Stunde 1 Punkt. Je 5 h Versuch, die nicht zu der vorher bestimmten Zeit ausgeführt werden, werden mit zwei Punkten bestraft. Für jedes Ersatzteil gehen 10 Punkte ab. Das Höchstgewicht mit Wasser, Benzin und Öl für 5 h Flugdauer bei Vollgas darf 3,6 kg/PS nicht überschreiten. Die dazu in Rechnung zu setzende Leistung ist das Mittel aus den Bremswerten nach der ersten $\frac{1}{4}$ Stunde der 5-Stundenläufe. Wenn das Einheitsgewicht G geringer als 2,2 kg/PS ist, gibt es einen Zuschlag gleich 380 ($\log 2{,}2 - \log G$), z. B. bei 1,4 kg/PS 74,6 Punkte. Ist der Brennstoffverbrauch B unter 1,4 kg/PS, so ist der Zuschlag 720 ($\log 1{,}4 - \log B$) H, z. B. bei einem Brennstoffverbrauch einschließlich Öl von 220 g/PSh 75,4 Punkte. Die Lagerabnutzung wird in Hundertstel mm gemessen. Die zugeteilte Punktzahl ist gleich der Summe aus den Abnutzungen in Hundertstel mm von demjenigen Kurbelzapfen, Hauptlager, Zylinder, Antriebswellen für Pumpe oder Zündapparate und Ventilstöpsel, der jedesmal die größte Abnutzung zeigt. Die ganze Summe darf 120 nicht überschreiten. Beim Untersetzungsgetriebe wird ein Abzug von je 5 Punkten für ein Spiel von je $\frac{1}{1000}$ Halbmesser gemacht. Der Leerlauf darf nicht schneller als $\frac{1}{5}$ des normalen sein. Für je 10 U/min weniger wird ein Punkt zuerkannt, und für je 10 U/min mehr werden fünf abgezogen. Der Motor darf aber nicht mehr als 20 U/min mehr machen. Die Drehzahl n mit Vollgas wird in der Weise gewertet, daß $\frac{1}{40}$ ($1250 - n$) für die erste Klasse, $\frac{1}{20}$ ($1050 - n$) für die zweite Klasse und $\frac{1}{20}$ ($1000 - n$) für die dritte Klasse zuerkannt werden. Wenn die Leistung beim Ende des Versuches geringer ist als zu Anfang, so werden so viel Punkte wie Hundertstel Leistungsnachlaß abgezogen. Eine Strafe von $\frac{1}{10}$ des prozentualen Zuwachses des Ölverbrauches am Ende gegenüber dem Anfang wird verhängt. Wenn durch das Kühlwasser mehr als 10 Kalorien pro PS und min abgeführt werden, werden fünf Punkte pro Wärmeeinheit abgezogen, umgekehrt je fünf Punkte zugezählt. Für die geringste Anwendung von Spezialstahllegierungen werden ebenfalls Punkte vergütet. Ebenso wird nach einer Formel das Einbauen von Ersatzteilen geahndet. Für jeden Quadratdezimeter weniger Querschnittsfläche von vorn gesehen als 1 m² wird $\frac{1}{2}$ Punkt vergütet. Die größtmögliche Punktzahl ist 672. Jeder Motor, der mehr als 350 Punkte hat, erhält 250 Franken je Punkt in der ersten Klasse, 400 in der zweiten und 500 in der dritten. Der erste 25-h-Lauf wird gestrichen, wenn zwei 5-h-Läufe für ungültig erklärt werden. Sind drei 50-h-Läufe oder zwei 50-h-Läufe und der letzte zu 25 h ungültig, oder bricht das Kurbelgehäuse, die Kurbelwelle oder eine Schubstange, so werden die ganzen 275 h Dauerlauf gestrichen.

Bemerkungen. Zum Leergewicht ist mitzurechnen: Öl im Kurbelgehäuse, Vergaser- und Magnetgestänge, Kabel, Motorholme mit Bolzen, Beschlägen usw., Kühler mit Kühlwasser, Brennstoffbehälter mit Schaltung und Leitung, alle Kontrollgeräte, darunter auch Kühlwasserthermometer, Auspuff und Luftschraube. Zum Gesamtgewicht ist mitzuzählen: Benzin und Öl für 5 h und noch ein Betrag von 20 vH zur Erhöhung der Sicherheit, sowie die zugehörigen Gefäße.

Massenkräfte müssen vollkommen ausgeglichen werden. Die Baumaterialien sollen im Handel käuflich sein und dürfen unter Vernachlässigung der Massenkräfte meistens nur bis 1500 at beansprucht werden. (Die Bestimmungen sind überall so eingehend, daß sie hier unmöglich alle wiedergegeben werden können. Der Ber.) Doppelzündung. Kein Anlassen durch Drehen an der Luftschraube. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 21. und 28. Juni 1920, S. 509/510 und 548/549 (12 Sp., o. Abb.) (Gekürzte Übersetzung des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt.) Hn. Flugarchiv Nr. **3748.**

Eine **Verordnung des „Sous-Secrétariat d'État de l'Aéronautique"** behandelt die Einrichtung von **FT-Stationen für den Luftverkehr.** Leitung und Betrieb der Hallen wird vom »Service de la Navigation Aérienne« übernommen; die technischen Einzelheiten (Standort, Wellenlänge, Energie usw.) werden im Benehmen mit der Post- und Telegraphenverwaltung geregelt.

Verkehrsgesellschaften und Private können zum FT-Verkehr mit Flugzeugen Erdstationen errichten. Gesuche um Zulassung müssen an den S. N. Aé. gerichtet werden, der sie an die Post- und Telegraphenverwaltung weitergibt. Diese gibt die endgültige Genehmigung und erteilt dem S. N. Aé. das Kontrollrecht über den Betrieb.

Alle Bord-Stationen bezahlen eine jährliche Abonnementsgebühr von 200 fr. pro Kilowatt und Station. Jede Gesellschaft, die auf Grund des Gesetzes über Luftfahrtprämien Vergünstigungen genießt, wird nur für einen Teil der auf der bestimmten Luftverkehrslinie in Dienst gestellten Flugzeuge zur Zahlung der Gebühren herangezogen.

Der S. N. Aé. verfügt bereits an verschiedenen Punkten über größere Stationen. Die bedeutendsten sind in Saint-Inglevert, Maubeuge, Le Bourget, Lyon, Nimes, Marseille, Antibes, Bordeaux und Toulouse eingerichtet, d. h. bei den hauptsächlichsten Flughäfen. (»l'Auto«, Paris, 3. 9. 1920.) ND. **37.**

Bei der **Tagung der F. A. J. in Genf** am 8., 9. und 10. September sind folgende Staaten vertreten: Großbritannien, Frankreich, Amerika, Holland, Spanien, Japan, Schweiz, Schweden, Belgien, Argentinien, Brasilien, Dänemark, Norwegen und Uruguay. (»The Times«, London, 4. 9. 1920.) ND. **37.**

Amerika.

Das **J. L. 6-Metall-Wasserflugzeug,** welches kürzlich durch das Marineministerium angekauft wurde, führt jetzt Geschwindigkeits- und Tragfähigkeits-Abnahmeprüfungen aus. Die letzte Strecke von 48 km bis zur Militär-Marinestation Anacostia legte das Flugzeug über Land zurück. Die Marine beabsichtigt noch drei weitere Flugzeuge dieses Typs zu erwerben. (»Aerial Age«, Nr. 23, S. 779, 16. 8. 20.) ND. **38.**

Die **„Flagg Aeroplane Co."** von Orange (Mas.) hat so große Erfolge mit ihrem Passagierluftdienst erzielt, daß sie sich veranlaßt gesehen hat, einen **Passagier-Nacht-Luftdienst** einzurichten, wobei die Flugplätze mit Automobilscheinwerfern beleuchtet werden. (»Aerial Age«, Nr. 23, 16. 8. 20.) ND. **38.**

In **Chile** sind 2000000 Pesos durch öffentliche Sammlungen zum Ankauf von Flugzeugen für Heer und Flotte aufgebracht worden; Vertreter aller Nationalitäten haben Beträge gezeichnet. (»Flight«, Nr. 611, 9. 9. 1920.) ND. **38.**

Spanien.

Flugzeugankauf in Spanien. Ein in Spanien veröffentlichtes Dekret ermächtigt das spanische Kriegsministerium, einige neue De Havilland-Flugzeuge zu erwerben. (»Flight«, Nr. 610, S. 960, 2. 9. 1920.) ND. **37.**

Für den **spanischen Luftpostdienst** kommen folgende Strecken in Betracht: Sevilla—Larache; Barcelona—Palma de Majorga; Malaga—Melilla.

Diese Linien werden an die Luftstützpunkte angegliedert, die dem Militärflugwesen unterstehen. Konzession wird nur spanischen Unternehmungen erteilt werden.

Von den Luftverkehrslinien nach Marokko wird die eine wahrscheinlich mit Savoia-Wasserflugzeugen, die andere mit englischen, von einer spanischen Gesellschaft käuflich erworbenen Apparaten betrieben werden. (»l'Auto«, Paris, 1. 9. 1920.) ND. **37.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Ein neuer Fallschirm mit gegenüberliegenden seitlichen Öffnungen, die man beim Abstieg öffnen und schließen kann, wurde von M. Cawdery erfunden. — L'Air, Bd. 1, 5. Sept. 1920, S. 17 (1/3 Sp., 1 Abb.). Hn. **3701.**

Fesselballone. Ein neuer italienischer Fesselballon, der gegen Ende des Krieges herauskam, hat eine Gaszelle in Form eines Ellipsoides. Dahinter ist eine Spitze als Luftabfluß, die durch den Wind aufgeblasen wird und drei Kielflächen trägt. Die Kabel, die die Gondel tragen, sind an denselben Stellen aufgehängt, wie die, die zum Halteseil zusammenlaufen. Dadurch, daß der hintere Teil, mit Luft gefüllt, keinen Auftrieb erzeugt, kommt das Halteseil nahe an die Gondel. Die ganze Anordnung ist bei starkem Wind ruhiger als andere Bauarten. — Aeronautics, Bd. 19, 1. Juli 1920, S. 8 (1 1/3 Sp., 1 Zeichn.); auch The Technical Review, Bd. 6, 3. Aug. 1920, S. 651/652, S. 1172. Hn. **3502.**

Fliegerprüfung. Kurzer Bericht über Arbeiten zu Eignungsprüfungen für Fliegerbeobachter. Bei den Prüfungen in der Flieger-Ersatzabteilung Hannover wurden folgende Fähigkeiten untersucht:

1. Wiedererkennen von Gestalten, namentlich verkleinerten, nach Karten hergestellten Wegbildern, die in einer bestimmten Lage ohne alle Anhaltspunkte auf dem Umfange des Bildes dargeboten werden, in einer anderen Lage und in einem größeren Bilde, wobei insbesondere Verwechslungen mit ähnlichen Bildern vermieden werden müssen.
2. Wegegedächtnis, wobei auf einem Kartenbild ohne Namen und Gradnetz ein bestimmter Weg zweimal durch Nachfahren mit einem Bleistift gezeigt und dann auf einer größeren Karte aus dem Gedächtnis wieder angegeben wird.
3. Unterscheiden ähnlicher Figuren aus dem Gedächtnis, wobei aus zwei Häufchen von Karten die mit gleichen Figuren ausgeschieden werden müssen.
4. Herausfinden einer Gestalt aus einer verwickelten Gesamtfigur, wobei eine bestimmte Form aus einer Reihe ähnlicher, damit eng verbundener Gestalten herausgesucht wird. Die Figuren werden zunächst für sich gezeigt und dann aus einer Karte ausgesucht.
5. Finden der Richtung im Flugzeug in bezug auf drei gegebene Orientierungspunkte durch Aufzeichnen der Beobachtung nach Beendigung des Fluges.

Die Ergebnisse der Prüfung haben bei einem der Prüflinge, der ein guter Beobachter war, dessen Fähigkeiten bestätigt. — W. Benary, Zeitschrift für angewandte Psychologie, Bd. 16, Heft 3/6, 1920, S. 250/308 (58 S., 8 Zeichn. für Eignungsprüfung, 8 Zahlentafeln, Prüfungsergebnisse). Hr. **3503.**

Flugbootbeschreibung. Die Dornier-Flugboote. Aus den Erfahrungen mit dem Dornier Gs I entstand der wenig verschiedene Do Gs II. Triebwerk bei beiden zwei 260 PS-Maybach mit einer Zug- und Druckschraube hintereinander, Spannweite 22,5 m (21,0 m), Länge 16,2 m (15,3 m), Höhe 4,3 m, Flügeltiefe 4,3 m, Flächengröße 96 m² (79 m²), Seitenverhältnis 5,2 (5,6), Leergewicht 3,09 t (3,00 t), Gesamtgewicht 4,45 t (4,30 t), Nutzlast 31 vH (30 vH), Flächenbelastung 46,4 kg/m² (54,4 kg/m²), Leistungsbelastung 8,56 kg/PS (8,3 kg/PS). Do Gs I: Geschwindigkeit 180 km/h Sparflug 140 km/h. Bis auf die Bespannung der Tragflügel alles aus Metall. Hochbeanspruchte Teile Stahl. Die Bespannung von Tragdeck und Leitwerk kann auch aus Duralumin gemacht werden. Das bedingt ein Mehrgewicht von 200 kg. Keine Stützschwimmer. Sieben bis neun Reisende in dem Abteil. Dahinter Toilette und Waschraum. Daneben Raum für Führer und Motorwart. Dieser kann sich im Fluge auch im Maschinenraum aufhalten. Mit einem Motor ist es möglich, weiter zu fliegen. Das Boot von Do Gs II hat zwei Stufen und ausgezeichnete Stromlinienform. Hinten bilden Höhenflosse und Ruder ein Rechteck von 4,3 Seitenverhältnis. Der Tragflügel wird durch zwei Streben auf jeder Seite gehalten. Nur das Seitenruder ist ausgeglichen. — E. M., Flugsport, Bd. 12, 11. August 1920, S. 372/383 (11 1/2 Sp., 11 Abb.). Hn. **3505.**

Flugkunde. Die Physik des Fliegens (The physics of flight). Die physikalischen Grundlagen der Erscheinungen des Fliegens lassen sich aus Büchern über Aerodynamik nicht so entnehmen, daß der Flieger Fragen beantworten könnte, wie die Bestimmung des günstigsten Steigwinkels für das Erreichen einer bestimmten Höhe oder beim Aufstieg von einem beschränkten Gelände, das Verhalten beim Aufsteigen und Wenden gegen Wind, die Geschwindigkeitsverhältnisse im Gleitflug in Schrauben oder in einer Aufeinanderfolge von Geraden und das Abfangen von Windstößen und Böen. — D. J. Webster, Journal of the Franklin Institute, Bd. 189, Mai 1920, S. 553/580 (26 Sp., 8 Abb.). Hr. **3506.**

Flugzeugbau. Mittelbarer Luftschraubenantrieb hat folgende Vorteile: Möglichkeit, die Motoranlage in einem Raum zu konzentrieren und zu überwachen; größerer Wirkungsgrad der langsam laufenden Luftschrauben; Verminderung des Luftwiderstandes des ganzen Flugzeuges. Die Nachteile sind Reibungsverluste im Getriebe, Gewichtszuwachs durch das Gewicht der Wellen und Getriebe, sowie durch die Notwendigkeit, bei zentraler Motoranlage größere Kräfte in den Holmen usw. unterbringen zu müssen. Bisher haben nur die Deutschen Flugzeuge mit Auslegergetrieben hergestellt. Breguet hat ein Flugzeug im Bau, bei dem wie bei Linke-Hofmann vier Motoren eine Zugschraube treiben. Je zwei Achtzylinder-Reihenstandmotoren haben ein gemeinsames Kurbelgehäuse. Zwischen den beiden Zylinderreihen des vorderen Motors hindurch läuft die Luftschraubenwelle zu einer Kupplung, die beliebiges Ein- und Ausschalten jedes Motors gestattet. Das hintere Motorenpaar steht erhöht. Zusammen 800 PS.

Die englische Luftschiffversuchsabteilung teilt mit: Resonanzerscheinungen haben Brüche verursacht. Um das zu vermeiden, braucht man ein Schwungrad am Motor, elastische Kupplung und Kardangelenke an beiden Enden. Die Untersetzung sollte an der Luftschraube und nicht am Motor stattfinden. Resonanz kommt oft vor. Die Anordnung ist so zu treffen, daß sie bei wenig benutzten Drehzahlen auftritt. Untersetzungen mit Preßölschmierung machten keine Schwierigkeiten. — Aeronautics, Bd. 18, 20. Mai 1920, S. 40 (2 Sp., o. Abb.) Hn. **3507.**

Flugzeugberechnung. Schiffbau gegen Flugzeugbau. Der Schiffbauer arbeitet mit Theorie und der durch Generationen gesammelten Erfahrung. Jetzt gilt es, die Regeln des Schiffbaues auf den Flugzeugbau anzuwenden. England baut Flugzeuge schon am meisten in dieser Art, d. h. man berechnet dort alles nach den Ergebnissen der neuesten Forschungen und Erfahrungen. In Frankreich ist das weniger der Fall. In Deutschland neigt man dazu, »Professorenflugzeuge« allzusehr nach der Theorie herzustellen. In Amerika wurden die besten Bauten von solchen ausgeführt, die wissenschaftliche Forschung und Erfahrung richtig bewerten konnten.

Das Gewicht eines fertigen Flugzeuges ist sehr oft höher als berechnet. Beim Schiffbau kommt das selten vor. Im Flugzeugbau beginnt man oft mit dem Bau, bevor der ganze Entwurf fertig ist und hat manchmal keine strenge Gewichtskontrolle. Eine Zusammenstellung von Angaben aller Flugzeuge, die gebaut wurden, läßt folgende Schlüsse zu:

Der Gewichtsanteil von Tragflügel, Verspannung und Höhenflossen beträgt 20 vH des Gesamten, der von Rumpf mit Fahrwerk, Bootshaut usw. etwa 22 vH bei Flugzeugen von 0,9 t und 15 vH bei 18 t Flugzeugen. Das Gewicht des Triebwerkes beträgt bei kleinen Bauarten 30 vH, bei großen 20 vH. Das Leergewicht aller Flugzeuge hat zurzeit eine untere Grenze von 53 vH. Für Großflugboote und Riesenflugzeuge liegt diese Grenze etwas höher. Das Leergewicht ist bei niedriger Leistungsbelastung hoch, bei hoher niedrig und am besten über 8,2 kg/PS. Die Flächenbelastung ist bei großen Bauarten hoch und erreicht ihren Höchstwert bei 49 kg/m² für Großflugboote. Letztere haben durchweg höhere Flächenbelastung und Landegeschwindigkeit als Landflugzeuge. Geringe Flächenbelastung gibt hohes Gesamtgewicht.

Das, was für den Schiffbauer Lehre von der metazentrischen Höhe ist, ist im Flugzeugbau die Stabilitätstheorie, die Bryan und Bairstow entwickelt haben. Man wendet nur die Ergebnisse der Untersuchungen an. Im Flugzeug kann man den Abstand des Schwerpunktes von der Stelle, in der sich die senkrechten Luftkräfte schneiden, als metazentrische Höhe bezeichnen. Sie wächst entsprechend der Flügeltiefe und dem Verhältnis Höhenflossenfläche zu Flügelfläche. Sie nimmt mit wachsendem Einstellwinkel ab. Durch Verkleinern des Winkels der Höhenflosse steigt die metazentrische Höhe geradlinig. Die Änderung des Einstellwinkels bedingt eine Änderung der Schwerpunktlage. Die verstellbare Höhenflosse ändert die metazentrische Höhe und damit die ganzen Stabilitätseigenschaften.

Der Entwurf von Rudern geschieht nach Erfahrung und Geschmack. Die Querruderflächen der deutschen Flugzeuge betragen 8 vH der Gesamttragfläche, im Mittel aus allen Flugzeugen 11 bis 13 vH.

Der Schiffbauer kommt beim Entwurf von Seeflugzeugen zum ersten Male mit dem Flugzeugkonstrukteur in Berührung. Wir können jetzt im Schleppkanal die beste Form eines Schwimmers oder Flugbootrumpfes genau bestimmen. Messungen beim Anwassern ergaben mit englischen RAF-Beschleunigungsmessern eine

Verzögerung gleich der 2,5fachen Erdbeschleunigung, mit dem amerikanischen Zahm-Beschleunigungsmesser daneben eingebaut, nur 1,7fache. — Hunsaker, Flight, Bd. 12, 1. u. 29. Juli, 5. u. 12. Aug. 1920, S. 692/695, 844/846, 866/868 u. 888/891 (25 Sp., 24 Abb.). Auch The Technical Review, Bd. 6, 17. August 1920, S. 684, S. 1162. Hn. **3603.**

Flugzeugberechnung. Zu Versuchen über den Zusammenhang zwischen Modell und ausgeführtem Flugzeug wurden zwei Curtiß-IN-4-H-Übungsflugzeuge mit 150 PS-Hispano verwendet. Das Flugzeug ist zweistielig mit Stirnkühler ausgeführt. Oberflügel 18,6 m², Seitenverhältnis 1 : 8,6, Unterflügel 13,8 m², Seitenverhältnis 1 : 6,8. Der Oberflügel hat gleiche Flügeltiefe, aber größere Spannweite. Geringe Ausschnitte oben und unten am Führersitz. Profil sehr ähnlich dem Göttinger Profil 122 (Technische Berichte, Bd. I, S. 208), aber die hintere Hälfte der Oberseite ist mehr gekrümmt. Größere Bauhöhe für den Hinterholm. Die Oberholme des Rumpfes sind, von der Seite gesehen, gerade und haben die Richtung der Luftschraubenachse. Flügel-Einstellwinkel 2°.

Eichen der Instrumente. Der Höhenmesser wurde unter dem Rezipienten geeicht. Der Einfluß des Schraubenstrahles und des statischen Druckunterschiedes zwischen Führersitz und außen konnte vernachlässigt werden. Der Drehzähler hatte ein Zählwerk. Das Staurohr des Geschwindigkeitsmessers wurde an dem vorderen Innenstiel links befestigt. Der Außenstiel wurde der längeren Leitung wegen nicht benutzt. 0,45 m Abstand vom Unterflügel. Auf einer 1,7 km langen Meßstrecke wurde die Geschwindigkeit abgestoppt. An ihren beiden Enden befanden sich je zwei Pfähle in etwa 3 m Abstand. Zwischen diesen waren mit 1 m Höhenunterschied zwei Drähte senkrecht übereinander gespannt, über die der Beobachter nach dem Flugzeuge visierte. Der Führer flog mit Hilfe des Geschwindigkeitsmessers möglichst gleichschnell, der Beobachter notierte die Geschwindigkeit alle 5 s. Geflogen wurde zwischen 60 und 300 m Höhe. Es wurde mit jedesmal 8 km/h (5 Meilen) Unterschied je 2—3 mal hin- und hergeflogen. Der Wind wurde fortlaufend gemessen und der Mittelwert während des ganzen Versuches in die Rechnung eingesetzt.

Verfahren zum Bestimmen von Auftrieb und Widerstand. Es wurde der einfachste Weg, Messung von Geschwindigkeit und Anstellwinkel im wagerechten Flug, beschritten. Die lotrechte Komponente des Schraubenzuges wurde in Rechnung gesetzt. Dadurch ist die Auftriebsgleichung lösbar. Die Geschwindigkeit war auf 0,8 genau ablesbar. Der Anstellwinkel wurde mit Hilfe eines sehr großen Flüssigkeitsneigungsmessers festgestellt. Die meisten Führer waren außerstande, mit einem Anstellwinkel von 12° das seitliche Gleichgewicht zu erhalten. Schließlich fand man einen, der es noch bei 18° fertig brachte.

Ergebnisse über den Auftriebsbeiwert. Mit jedem Flugzeug wurden mehr als zehn Versuche gemacht. Allzu stark abweichende Ergebnisse wurden zur Mittelwertbildung nicht benutzt. Der Auftriebsbeiwert des ausgeführten Flugzeuges ist zunächst kleiner, bei 6° gleich und dann bedeutend größer als der von Windkanalversuchen am geometrisch ähnlichen Modell. Versuchsflüge über See ergaben ganz andere Werte wie über Land. Über See mußte bei 125 km/h mit 1° größerem Anstellwinkel geflogen werden. Grund: aufsteigende Luftströmungen über dem Land und fallende Strömungen über See. Die Geschwindigkeitsunterschiede wurden durch Drosseln erzielt. Über den Einfluß des Schraubenstrahles wurden keine Versuche gemacht. Er ist bestimmt vorhanden, aber klein.

Ergebnisse über den Widerstandsbeiwert. Die Kurve der notwendigen Motorleistung liegt tiefer, als die vom Modell berechnete. Die erstere wurde berechnet mit den Luftschraubenwirkungsgraden, die am Modell und im Windkanal bestimmt wurden, unter der Annahme, daß das Drehmoment bei voll geöffneter Drossel gleichbleibt. Die Motorleistung wurde gleich 130 PS gesetzt, da der Motor schon längere Zeit im Dienst war. (Man hätte der Genauigkeit halber mit einem Bremsflügel abbremsen können! Der Ber.) Die davon abgeleitete Kurve der Gleitzahl hat ihren größten Wert, 1/8,2 bei 6°, wogegen das Modell den größten Wert, 1/7,8, bei 7° hat. Man darf daraus keine wichtigen Folgerungen ziehen, denn der Einfluß des Schraubenstrahles und der am Modell runden statt stromlinienförmigen Stiele ist auch in dem Unterschied enthalten.

Die Geschwindigkeit des Schraubenstrahles wurde mit einem Pitot-Venturirohr 1,19 m von der Austrittskante der Luftschraube und 0,83 m von der Schraubenachse entfernt gemessen. Der Unterschied überschritt in keinem Falle 5 vH. (Das ist bemerkenswert gering. Der Ber.)

Längsstabilität. Der Schwerpunkt des Flugzeuges lag 85 mm unter der Linie des Motorzuges. Der Winkel des Höhenruders wurde durch besondere Einrichtung abgelesen. Die Kräfte an dem Steuerknüppel wurden durch eine wagerechte Federwage oben an Stelle des Handgriffes durch den Führer selbst abgelesen. Der Ruderwinkel und die Steuerkraft hängen hauptsächlich von der Geschwindigkeit, weniger von der Luftdichte ab. Der Einfluß des Schraubenstrahles hängt von der Geschwindigkeit und Luftdichte ab. Er kann sicher vernachlässigt werden, mit Ausnahme sehr großer Höhen. Die Höhe der ausgeführten Versuche war 0,45 bis 1,20 km. Wenn der Flügelanstellwinkel abnimmt, nimmt auch der Winkel des Höhenruders ab. Die Messung der Momente ergab genau das Gegenteil des Modellversuches. Der Grund ist in der ungenauen Ausführung der Modell-Höhenflosse, die aus einer Metallplatte bestand, und dem Unterschied des Anstellwinkels mit dem Auftrieb Null beim Modell und ausgeführtem Flugzeug zu suchen. Daraus geht hervor, daß man an Modellen die Höhenflossen genau dem großen Flugzeug nachbilden muß. Die statische Längsstabilität ist am größten bei niedriger Geschwindigkeit, am geringsten bei der größten erreichbaren Geschwindigkeit. Im Gleitflug ist sie größer als mit Vollgas. Die verwendeten Flugzeuge waren kopflastig. Das läßt sich durch Ändern des Flügel- und des Höhenflossen-Einstellwinkels sowie der Schwerpunktlage beseitigen; gleichzeitig kann man Stabilität bei losgelassenem Steuer auf diese Weise erreichen. Die günstigste Lage des Schwerpunktes ist 28 vH der Flügeltiefe hinter der Vorderkante. Der Oberflügel eines Flugzeuges wurde um 75 mm nach hinten verlegt. Das entspricht einer Schwerpunktverlegung. Die Höhenflosse erhielt gleichzeitig negativen Winkel von 4° zur Flügelsehne oder 1,6° zur Wagerechten. Bei hoher Geschwindigkeit war die Unstabilität nicht mehr so groß wie vorher.

Zum Vergleich wurden Versuche mit einem DH 4 mit Libertymotor gemacht. Die Längsstabilität dieses Flugzeuges (mit verstellbarer Höhenflosse) ist besser als bei den anderen Versuchsflugzeugen. Wenn bei ihm der Motor aussetzt, geht er von selbst zum Gleitflug über. Die Geschwindigkeit steigt dabei bis zu einer bestimmten Höhe, dann fliegt das Flugzeug geradlinig weiter. Die anderen Maschinen aber gingen immer mehr auf den Kopf, bis der Führer eingriff. Es werden zurzeit zahlreiche ähnliche Versuche ausgeführt. — E. P. Warner und F. H. Norton, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 28. Juni, 5., 19. und 26. Juli 1920, S. 545/547, 579/581, 649/650, 657 u. 677/680 (36 Sp., 36 Schaubilder). Hn. **3604.**

Flugzeugberechnung. Der Alula-Tragflügel wurde von Blackburn entwickelt. Er verjüngt sich nach außen dadurch, daß die Vorderkante die Form einer Ellipse hat. Seitenverhältnis 1 : 9. Die Hinterkante ist gerade. Der Einstellwinkel ist in der Mitte ziemlich groß und wird außen durch Herabziehen der Vorderkante negativ. Das Profil ist ziemlich dick und hat anscheinend ebene Unterfläche. Beste Gleitzahl 21,8 bei 10°. Es wurde ein Versuchseindecker gebaut. Dabei kam zum Vorschein, daß der Schraubenstrahl stört. Daher verlegte man das Tragdeck so hoch über den Rumpf, daß sein Einfluß wegfiel. Das übliche Querruder war unwirksam. Daher baute man in der Mitte jedes Flügels eine Klappe in die Vorderkante. Bei Betätigung wirkte die hochgezogene Klappe als Bremse, der hängende Flügel wurde schneller, und das Flugzeug richtete sich dadurch auf, — eine gute Umgehung des Wright-Patentes. Es wurde von privater Seite ein Eindecker für 110 km/h, Leergewicht 6,1 t, Nutzlast 44 vH, Flächenbelastung 63,5 kg/m², Flächengewicht 13,4 kg/m² entworfen. Das Tragdeck soll mit 44,4 m Spannweite und 4,9 m Tiefe am Rumpf freitragend aus Mahagoni gebaut werden. Der kreisrunde Rumpf, ein Körper geringsten Widerstandes, hat hinten zwei 450 PS-Napier-Lion mit Auslegergetriebe und Druckschrauben. — Flight, Bd. 12, 22. Juli und 5. August 1920, S. 814 u. 862/863 (4½ Sp., 4 Abb.), auch L'Air, Bd. 1, 20. August 1920, S. 17 (2 Sp., 1 Abb.); The Aeroplane, Bd. 18, 4. August 1920, S. 289/292 (5 Sp., 3 Abb.); Der Luftweg, Bd. 4, 26. August 1920, S. 8/9 (1½ Sp., 4 Abb.). Hn. **3605.**

Flugzeugbeschreibung. Die Henry-Potez-Flugzeuge. 1. S. E. A. IV-C2. Militär-Arbeitsflugzeug mit 400 PS-12-Zylinder-V-Lorraine-Dietrich. Zweistieler, Stirnkühler, übliche Sitzanordnung, Flächenbelastung 42,4 kg/m², Leistungsbelastung 4 kg/PS, Gesamtgewicht 1,6 t, Nutzlast 37 vH, Geschwindigkeit in Bodennähe 217, in 4 km Höhe 210 km/h. Steigzeit auf 5 km 22 min.

2. S. E. A. IV-P. M. Wie oben, aber ohne militärische Ausrüstung. Flugdauer 5½ h.

3. S. E. A. VII. Wie oben. Im Rumpf eine geschlossene Kabine für zwei bis drei Personen. 100 kg Mehrgewicht. 200 km/h.

4. Muster VIII. Sportdoppelsitzer mit 50 PS-Henry-Potez-Flugmotor. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 19. Juli 1920, S. 645/646 (4 Sp., 3 Lichtb.). Hn. **3509.**

Flugzeugbeschreibung. Der Schulzeeindecker aus der Vorkriegszeit mit 60 PS-Anzani wird wieder geflogen. — Röder, Automobil und Flugverkehr, Bd. 2, Juli/August 1920, S. 598/599 (2 Sp., 3 Abb.). Hn. **3511.**

Flugzeugbeschreibung. Der eigenstabile Sallard, 1914 gebaut, wurde wieder geprüft. Er fliegt täglich mit losgelassenen Steuern. Der »Flieger liest die Zeitung oder spielt Karten«. Spannweite oben und unten 15 m, Länge 9 m, Flügeltiefe 1,65 m, Gewicht 0,6 t, 80 PS-Anzani, Geschwindigkeit 110 km/h. Die Gewichte sind so verteilt, daß das Trägheitsmoment um die Querachse groß



ist. (Im übrigen vgl. 2915, Luru S. 230.) — Aeronautics, Bd. 19, 1. Juli 1920, S. 5 (½ Sp., o. Abb., 1 Zahlentafel). E. **3512.**

Flugzeugbeschreibung. Ein Vieldecker mit drei Liberty-motoren wurde in Langley Field zu Versuchszwecken gebaut. Ein dreistieliger Dreidecker, unmittelbar hinter der Hauptzelle eine dreistielige Doppelzelle, deren Flügelvorderkanten mitten zwischen den Flügelhinterkanten der Dreideckerzelle liegen, und eine Zweideckerzelle davor, deren Hinterkanten in dem unteren Drittel der Stirnleistenabstände der Dreideckerzelle liegen. Der sehr niedrige Rumpf hängt unter dem Mittelflügel der Dreideckerzelle. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 31. Mai 1920, S. 398 (1 Lichtb. ohne Text). Hn. **3514.**

Flugzeugbeschreibung. Das Dayton-Wright-Rennflugzeug für den Gordon-Bennett-Wettbewerb hat veränderliches Profil, freitragende Flügel und einziehbares Fahrgestell. Die Geschwindigkeit soll 346 km/h betragen. — Flight, Bd. 12, 9. September 1920, S. 984 (1 Abb., kurze Beschreibung.) Hn. **3705.**

Flugzeugbeschreibung. Die Bauarten des englischen Wettbewerbes für Wasserlandflugzeuge. Beardmore W. B. IX ist ein Flugboot mit Gitterschwanz. Spannweite 32,5, Länge 18,5, Höhe 6,2 m. Platzbedarf mit beigeklappten Flügeln 16,1×16,5, 5×7,0 m. Leergewicht 4,30, Gesamtgewicht 5,35, Nutzlast 1,05 t (20 vH). Triebwerk vier 200 PS-Beardmore. Flächenbelastung 31,3 kg/m². Leistungsbelastung 6,69 kg/PS. Das Flugzeug ist noch nicht erprobt. Man hofft auf 150 km/h in Bodennähe, 132 km/h in 3 km Höhe und 74 km/h beim Landen. Steigzeit auf 1,5 km 14 min, auf 3 km 38 min. Verbrauch 262 l/h Benzin und 19 l/h Öl. Die Bootshaut besteht aus 16 Längsholmen sowie zahlreichen Hilfs- und alle 0,60 m Hauptspanten. Alles Duralumin-Gitterträger. Kiel Esche. Außenhaut Mahagoni, und zwar eine Schicht innen quer, dann Stoff und außen eine längs. Fünf wasserdichte Schotten mit Lenzpumpen. In einem kleinen Abteil vorn finden zwei Reisende normal und drei auf Notsitzen Platz, im Führerraum einer und hinten in einer größeren Kabine vier. In der Mitte der Maschinenraum, darüber der geschlossene Führersitz. Zwei nebeneinander angeordnete Motorenpaare treiben durch je ein Auslegergetriebe in der Mitte unabhängig voneinander zwei vierflüglige Zugschrauben. Jeder Motor hat eine Lamellenkupplung, 26 Stahl- und 26 Phosphorbronzelamellen und vor den Kegelrädern noch je eine elastische Kupplung. Außerdem zur Erhöhung des Gleichganges noch ein Schwungrad je Motor. Der Schraubenzug wird durch ein Kugellager hinter der Nabe aufgenommen. (Dieser Firma, die schon sehr viele Versuche im Metallflugzeug- und Getriebebau gemacht hat, entsprechen in Deutschland die Daimlerwerke. Der Ber.) Sieben Benzingefäße aus geschweißtem Aluminium, alle über den Motoren. Benzinzufluß zu den Vergasern durch einen gemeinsamen Hauptschalter. Das aufklappbare Fahrwerk hat zwei Streben, die zu den Knotenpunkten des Getriebe und Luftschraube tragenden Stielpaares führen, und eine dritte, die zu dem nächstgelegenen Vorderstiel nach außen geht. Je ein Rad. Das Hochklappen geschieht durch Hochziehen der hinteren Strebe vom Maschinenraum aus. Im ganzen acht Stielpaare normal verspannt. Unterflügel schmäler als der Oberflügel.

Außer dieser führen nur vier Firmen Maschinen vor: Saunders, Fairey, Supermarine und Vickers den Viking. — Flight, Bd. 12, 2. September 1920, S. 947/950 (7 Sp., 4 Abb.) Hn. **3706.**

Flugzeugbeschreibung. Aviatik-Flugzeuge. Der Aviatik C VIII war am Ende des Krieges der beste deutsche Zweisitzer. 200 PS-Benz. Ober- und Unterdeck je aus einem Stück mit durchlaufenden Holmen. Der Unterflügel war dicht unter dem Boot hindurchgeführt. Ein Stielpaar, Baldachin, normale Verspannung, Stirnkühler über dem Motor, Luftschraubenhaube. Ferner wurden eine Kopie des Bristol-Fighter gebaut, 1 CL-Flugzeug mit 180 PS-Argus-Opel und drei Einsitzer. D VI hatte einen 195 PS-Benz-Schnelläufer mit Getriebe, zwei Stielpaare, normale Verspannung und stieg in 23 min auf 6 km.

Ferner wurden Riesenflugzeuge, Bauart Staaken, mit 1500 PS gebaut. Die Herstellung eines 2000 PS-Dreideckers (vier 530 PS-Benz) mit zentraler Maschinenanlage unterbrach die Revolution. Das mittlere Deck hatte größere Staffelung als der Oberflügel. (Ergebnis: Göttinger Kanalmessungen.) Spannweite 55, Länge 27, Höhe 8,5 m. Nutzlast einschließlich Brennstoff für 6 h 7 t. Geschwindigkeit (geschätzt) 145 bis 150 km/h.

Nach dem Waffenstillstand wurde das Staakener Riesenflugzeug mit vier 250 PS-Benz zum Verkehrsflugzeug umgebaut. Nutzlast 3,6 t, und zwar: Brennstoffe für 7 h, 18 Reisende und 6 Mann Besatzung. Benzingefäße unter den Motoren.

Aus dem D VII wurde durch Vergrößerung und Einbau eines 320 PS-Zwölfzylinder-Benz ein Riesenflugzeug für drei Passagiere geschaffen. Abteil hinter dem Führersitz. Je zwei Stielpaare. — E. Hildesheim, The Aeroplane, Bd. 18, 11. August 1920, S. 330/334 (4 Sp., 7 Abb.). Hn. **3707.**

Flugzeugbeschreibung. Das Militärflugzeug der Schweiz. Waggonfabrik Schlieren hat einen 185 PS-Argus-Selbach-Motor (eff. 198 PS). Leergewicht 0,76 t, Gesamtgewicht 1,16 t, Nutzlast 35 vH, 30,8 m² Fläche, Spannnweite 11,5 m, Länge 7,9 m. Das Oberdeck hat 2° V, sowie 4° Pfeilform, das Unterdeck ist horizontal. Flächenbelastung 37,7 kg/m². Leistungsbelastung 6,4 kg/PS. Brennstoff reicht für 3 h. Ein starres und ein bewegliches M.-G. Schußfeld über dem Oberdeck. Gebräuchliche Sitzanordnung. Sperrholzboot. Bis zum Beobachtersitz Eschenholme von 30×45 mm Querschnitt, dahinter Fichte 30×30 mm Querschnitt. Motorholme Spruce. Abstützung unter den Motorpratzen. Höhen- und Seitenflosse freitragend mit dem Rumpf fest verbunden. Gewicht desselben leer ohne Beschläge 80 kg. Ringlaffette Lindenholz. Knüppelsteuer. Motorbleche 0,70 mm Aluminium. Ruder Stahlrohr. Zelle einstielig mit Stielen aus Stahlrohr und Baumwollholzverkleidung (spez. Gewicht 0,30). Flügelgewicht 3,08 kg/m². Holme Spruce. Spurweite im Fahrgestell 1,8 m. Es wurde später ein 185 PS-B.M.W. eingebaut, da der Argus-Selbach zuviel Anstände zeigte. Sechsfache Sicherheit. 158 km/h, Gipfelhöhe 7,8 km. Nachdem das Flugzeug vor der Abnahme restlosen Bruch gemacht hatte, gab die Firma den Flugzeugbau wieder auf. — Schweiz. Luftfahrt (La Suisse Aérienne), Bd. 2, S. 219/226 (14 Sp., 8 Abb.) Hn. **3708.**

Flugzeugbeschreibung. Das Ricci-Seeflugzeug R-I hat zwei, Flugbootkörpern ähnliche Schwimmer und eine Kabine, die am Oberdeck hängt. Spannweite 26,1, Länge 12,8, Höhe 4,3 m. Flächengröße 120 m². Leergewicht 3,01 t, Nutzlast 2,16 t (40 vH). Größte Geschwindigkeit 177 km/h. Flächenbelastung 43,2 kg/m². Leistungsbelastung 7,73 kg/PS. Das Triebwerk besteht aus drei 220 PS-Isotta-Fraschinimotoren, einer vor dem Abteil und zwei in Gondeln zwischen den Tragflügeln. In der Kabine finden 10 Personen und 3 Mann Besatzung Platz. Die Bootskörper bestehen aus doppelter Zeder und sind durch Schotten unterteilt. — Aviation, 1. Juni 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 31. August 1920, S. 716, S. 1198. Hn. **3709.**

Flugzeugbeschreibung. Das W.K.F.-Sportflugzeug hat 10 h Flugdauer und 125 km/h Geschwindigkeit. Das Sperrholzboot wiegt 17,0 kg. Der Hauptbehälter faßt 90 l Benzin. Ober- und Unterdeck haben gleiche Spannweite sowie Flügeltiefe und sind stark gestaffelt. Oberflügel mit durchlaufenden Holmen. Ein Stielpaar. Fahrwerk mit Holzstreben und Holzrädern 100×760. Zum Einbau gelangt ein 30—35 PS-Haacke-Dreizylinder-Fächer mit Luftkühlung. — Flight, Bd. 12, 19. August 1920, S. 901/903 (6 Sp., 5 Abb.). Hn. **3710.**

Flugzeugbeschreibung. Die Flugzeuge im Aerial Derby.
1. Avro-»Baby«. 35 PS-Green-Einstieler.

2. Airco-»14 A« mit 450 PS-Napier-Lion.

3. Der Sopwith-Snipe mit 200 PS-V. R. 2 (Umlaufmotor) ist ein Zweistieler mit großer V-Form. (Umgebauter Kampfeinsitzer aus dem Jahre 1917. War im Herbst 1918 an der Front.)

4. Der Avro-»Schneider« mit 240 PS-Siddeley-Puma ist ein mit je zwei Trag- und zwei Gegenkabeln verspannter Einstieler. Bugkühler.

5. Der Martinsyde »F 4« mit 300 PS-Hispano-Suiza ist dem vorhergenannten sehr ähnlich.

6. Der Nieuport-»Nieuhawk« mit 320 PS-A.B.C. (luftgekühlter Sternformmotor) hat einen sehr langen, runden Rumpf. Luftschraubenhaube. Im übrigen normaler Einstieler.

7. Der Sopwith-»Reinbow« hat 320 PS-A.B.C.-Dragonfly, da der vorgesehene 450 PS-Cosmos-Jupiter nicht rechtzeitig angeliefert wurde.

8. Der Bristol-»Bullet« hat einen 450 PS-Napier-Lion. Wurde im Wettbewerb nicht ausgeflogen. Doppelte Flügelholme.

9. Der Martinsyde-»Semi-Quaver« mit 300 PS Hispano-Suiza. Vgl. 3201.

10. Der Nieuport-»Coshawk« hat einen 320 PS-A.B.C.-Dragonfly. Der Rumpf hat vorn vier Längsholme, am Führersitz geht er aber in Furnierbau ohne besondere Holme über. Ein I-Stiel an jeder Seite in einer besonders festen Kastenrippe zwischen den Holmen befestigt. Je ein Querruder im Unterdeck. Je zwei Trag- und zwei Gegenkabel. — Flight, Bd. 12, 29. Juli 1920, S. 836/841 (11½ Sp., 15 Abb.); auch The Aeroplane, Bd. 18, 18. August 1920, S. 372/376, 378/380 (7 Sp., 9 Abb.). Hn. **3711.**

Flugzeugbeschreibung. Bristol-Einsitzer.

Muster: Bristol		Scout D	M. J. C.	Scout F	Babe
Motor: Leistung		80 PS	110 PS	310 PS	40 PS
Art		Le Rhone	Clerget	Mercury	Anzani
Flächenbelastung	kg/m²	30,8	43,7	35,3	30,9
Leistungsbelastung	kg/PS	7,09	5,36	2,75	7,75
Gesamtgewicht	kg	567	590	853	209
Nutzlast	vH	39	35	29	48
Geschwindigkeitsbereich	km/h	71/161	79/209	79/225	—/130
Steigzeit auf 1,5 km	min	6½	3½	3½	—



Der Bristol-M. J.C. ist ein verspannter Eindecker mit geringem Stirnwiderstand. Infolge mangelnder Festigkeit hat er an der Front keine Rolle gespielt. Die drei anderen sind einstielige, normale, gestaffelte Kampfeinsitzer. Der 310 PS-Mercury im Bristol-Scout F hat sieben luftgekühlte Zylinder in Sternfom.

Der Bristol-Babe legt mit 1 l Benzin 10 km zurück. Sperrholzboot. Ober- und Unterflügel je aus einem Stück. Spannweite 6,0, Länge 4,6, Höhe 1,75 m. Flugdauer 2 h. — Flugsport, Bd. 12, 1. September 1920, S. 398/402 (5 S., 6 Abb.). Hn. **3713.**

Flugzeugbeschreibung. Das Farman-Reiseflugzeug mit drei Motoren trägt zwölf Reisende. Spannweite 24, Flügeltiefe oben 3,1, unten 2,6, Länge 13, Höhe 4,9 m. Flächengröße 140 m²; Höhenruder 2,5 m², Höhenflosse 4,5 m². Vorn im Rumpf und auf den Unterdecken je ein 260 PS-Salmson. Unter den seitlichen Motoren je ein Fahrgestell mit zwei Streben und zwei Rädern 800×150. Verspannung durch Kabel nach den benachbarten Stielknotenpunkten. Vor den Motoren Stirnkühler und Zugschrauben, dahinter je ein Gefäß mit 400 l Benzin. Zwei Führer mit Doppelsteuer vor dem Abteil. Zwischen Führersitz und Motor ist noch ein Abteil für zwei Personen, in dem sich der Reserveführer aufhalten kann. Verspannung zweistielig. Gewichte: Rumpf 660 kg, Zelle 1019 kg (7,28 kg/m²), Leitwerk 34 kg, Triebwerk 1155 kg, Brennstoffe 1005 kg, Nutzlast 1155 kg. Gesamt 5,15 t. Flächenbelastung 38 kg/m², Leistungsbelastung 6,6 kg/PS. — L'Air, Bd. 1, 5. Sept. 1920, S. 15 (2 Sp., 2 Abb.). Hn. **3716.**

Flugzeugbeschreibung. Die am Wettbewerb zu Martlesham beteiligten Flugzeuge:

1. Der Austin-Kestrel hat einen 200 PS-Beardmore-Sechszylinder-Reihenstandmotor. Zwei Stielpaare, leichte Staffelung, übliche Verspannung, Kühler unter dem Rumpf, zwei Sitze nebeneinander. Rumpf Stahlrohr-Längsholme und Streben wie Austin Whippet. Geschwindigkeit 160 bis 176 km/h. Landegeschwindigkeit 57 km/h. Flugdauer 4½ h. Profil RAF 15. Gesamtgewicht 1,20 t. Flächenbelastung 31,3 kg/m², Leistungsbelastung 6,00 kg/m², Steigzeit auf 1,5 km 5 min.

2. Der Avro-Dreidecker ist jetzt mit einem 240 PS-Siddeley-Puma an Stelle des 160 PS-Beardmore ausgestattet. Geschwindigkeit 153 km/h. (Im Wettbewerb werden 161 km/h verlangt!)

3. Der Beardmore W. B. 10 mit 200 PS-Beardmore-Sechszylinder-Reihenstandmotor. Bugkühler. Der Rumpf ist aus Duralumin gebaut. Jeder seiner Holme ist ein ganzer Gitterträger für sich. Geringer Flügelabstand. Leichte Staffelung. Zwei Stielpaare.

4. Sopwith-Antelope mit 180 PS-Hispano-Suiza hat vorn noch ein Stoßräderpaar.

5. Das Westland-Reiseflugzeug hat fünf Sitze in geschlossenem Abteil. 450 PS-Napier-Lion mit Bugkühler. Drei Stielpaare. Benzingefäße unter dem Unterflügel am Innenstiel. Zwei Stoßräder.

6. Der Bristol-Seely-Puma hat eine Kufe unter der Luftschraube. — Flight, Bd. 12, 5. und 12. August 1920, S. 855/886 u. 879/882 (19 Sp., 18 Abb.). Hn. **3717.**

Flugzeugbeschreibung. Der Sarri-Dreidecker hat ungewöhnlich große Staffelung, 6 m Spannweite, sehr kurzen Rumpf und kostet 500 Lire oder 7 Pfund. — The Aeroplane, Bd. 18, 25. August 1920, S. 418 (½ Sp., 1 Abb.). Hn. **3718.**

Flugzeugbeschreibung. Das F-S-L-Flugboot, für die Aerial Express Co. gebaut, trägt 16 Personen in dem geschlossenen Boot. Zwei Motoren mit Zugschrauben zwischen den Tragdecken. Außer den Motorstreben drei Stielpaare. Boot mit viereckigem Querschnitt, zwei Stützschwimmer. Verwickelte Verspannung. Benzinbehälter unter dem Unterflügel. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 19. Juli 1920, S. 642 (2 Sp., 3 Abb.). Hn. **3720.**

Flugzeugbeschreibung. Der Boeing-CL-4-S-Wasserdoppeldecker ist ein Doppelsitzer mit zwei Schwimmern und 125 PS Hall-Scott. Gesamtgewicht 1,11 t, Nutzlast 0,27 t (24 vH). Flächenbelastung 32,6 kg/m², Leistungsbelastung 8,90 kg/PS, Geschwindigkeitsbereich 61/118 km/h, Höhe nach 10 min 1 km. — Pacific Aeronautics, April 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 17. August 1920, S. 683, W 1046. Hn. **3721.**

Flugzeugfestigkeit. Kräfte am Flugzeug. Entwurf von Stahlrohrstielen. Die Eulersche Knickformel gilt hier nur im idealen Fall. Es muß die Belastung der Strebe ein Bruchteil der bei Erreichung der Elastizitätsgrenze vorhandenen Endlast sein. Man muß Sorge tragen, daß die Kräfte gleichmäßig über den ganzen Querschnitt verteilt werden. Der Fall der exzentrisch belasteten Strebe ist durch Prof. Perry untersucht worden. Southwell erforschte das Zusammenknicken der Wandungen. Streben mit tropfenförmigen Wandungen werden wie runde behandelt. Von Stielen, die aus Holz und Stahl bestehen, ist das holzgefüllte runde Rohr am schlechtesten. Tropfenförmige Umkleidung runder oder I-artiger Stahlstreben (im letzten Fall der Steg quer zur Flugrichtung) ergaben gute Resultate. Man muß jedoch für eine Endverbindung sorgen, die die Kräfte gleichmäßig überträgt. Bei geradlinig verjüngten Enden macht man vorteilhaft die Länge des parallelen Teiles gleich der halben Gesamtlänge, die Dicke außen gleich ½ der in der Mitte. Bei kurzen Streben aus Holz entstehen dadurch, daß Exzentrizitäten im Verhältnis zur Länge größer werden, Schwierigkeiten.

Die Kräfte an der Flügelrippe hängen von der Verteilung von Druck und Unterdruck bei den verschiedenen Anstellwinkeln ab. An der Vorderkante nimmt die Stirnleiste einen Teil der Kräfte auf und überträgt sie direkt auf die Spitze der Rippe. Der Einfluß der Stoffbespannung auf die Festigkeit der Rippen ist noch nicht so weit geklärt, daß er mathematisch genau erfaßt werden kann. Je nach der Form der Rippe kann man die Kräfte in den einzelnen Teilen durch Kräfteplan bestimmen. — J. Case, Aeronautics, Bd. 18, 1., 8., 29. Januar, 5., 19., 26. Februar, 4., 11. und 18. März 1920, S. 28/29, 70/71, 111/112, 123/124, 178/179, 196/197, 218/219 u. 235/236 (42 Sp., 34 Abb.). Der Anfang des Aufsatzes geht in das Jahr 1918 zurück. (Überall Beispiele und genaue Literaturangaben). Hn. **3724.**

Flugzeugteile. Kufen für Flugzeuge. Kufen wurden unter die Flugzeuge des amerikanischen Postdienstes gebaut. Sie waren an der Achse an Stelle der Räder befestigt. Ein Draht mit Gummizug hielt sie im Flug wagrecht. Bei Temperaturen unter —15° mußte man Birkenholz wählen, über —15° auch inländische Esche. Imprägnierung mit heißem Teer. Für ein leichtes Avro-Flugzeug (¾ t Gewicht. Der Ber.) war die Kufe 1,67 m lang und 760 mm breit. — The Technical Review, Bd. 6, 31. August 1920, S. 717, 1202. Hn. **3726.**

Flugzeugteile. Ein neues Aufschlagpolster für den vorderen Teil des Führersitzes von Flugzeugen wird an einem elastischen Bügel befestigt. Wenn der Führer bei einem Sturz mit dem Schädel dagegen schlägt, so drückt sich das ganze Polster in einen, von oben gesehen, dreieckigen Ausschnitt des Rumpfdaches hinein und verbraucht dadurch Kraft, die sonst zu Verletzungen freibleibt. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 5. Juli 1920, S. 583 (3 Sp., 3 Abb.). Hn. **3727.**

Funktelegraphie. Drahtloser Wetterdienst. Während des Krieges wurden an fliegende Luftschiffe und Riesenflugzeuge drahtlose Wetternachrichten abgegeben. Wellenlänge 1200 und 600 bis 350 m. Die Seewarte Hamburg sammelt die immer mehr und mehr durch Funktelegraphie einlaufenden Wettermeldungen und gibt Sammeltelegramme drahtlos weiter. Wenn wir erst die amerikanischen Wettermeldungen durch Funken erhalten, wird Zeit der Voraussage bedeutend vergrößert werden. — J. Georgii, Telefunken-Zeitung, Bd. 4, 21. Juli 1920, S. 38/42 (10 Sp., 0. Abb.). Hn. **3728.**

Hubschrauber. Der »Berliner«-Hubschrauber machte vor kurzem in Washington Versuche. Er besteht aus einem Rahmen, auf dem ein 80 PS-Le Rhone sitzt und mittels Getriebe zwei gegenläufige, übereinander angeordnete Luftschrauben treibt. Ein offener Führersitz. Zwei Landeräder und Sporn. Er machte Flüge von 2 bis 3 min Dauer. — Aeronautics, Bd. 18, 22. April 1920, S. 324 (½ Sp., 1 Lichtb.). Hn. **3729.**

Hubschrauber. Die Stabilität von Hubschraubern läßt sich mit Hilfe überlagerter Schwingungen berechnen und voraussagen. Ebenso kann man Fallschirme berechnen. — H. Bateman, 80. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 17. August 1920, S. 682, AE 1004. Hn. **3730.**

Lichtbildgerät. Die Fernsteuerung des Fairshild-Reihenbildners soll den Einbau an der geeignetsten Stelle im Flugzeug und eine Lenkung, wie die des Motors vom Führersitz aus ermöglichen. Ein verstellbarer Hebel regelt die Bildfolge. Es können einzelne und ganze Reihen aufgenommen werden. Die Zahl der Aufnahmen wird angezeigt. Die Übertragung geschieht elektrisch. Die Einstellung von Blende und Belichtungsdauer muß anscheinend vor dem Start geschehen. — R. W. Elton, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 2. August 1920, S. 713 (1½ Sp., 1 Abb.). Hn. **3731.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der vierstelligen Zahl am Schluß, die dem »Flugarchiv« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller entspricht (z. B. 2329 = 29. Bericht aus Heft 23).

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 30. Oktober 1920 Heft 20

VI. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt[1]).

Von Curt Eppinger.

Unter außerordentlich starker Beteiligung hielt die WGL in der Zeit vom 13. bis 16. Oktober 1920 ihre VI. Ordentliche Mitgliederversammlung in Berlin ab. Die Teilnahmezahl überschritt diesmal 600, und die Anwesenheit von Vertretern der Staatsbehörden, technisch-wissenschaftlicher Korporationen sowie der Industrie bewies, daß der WGL von allen Seiten das Interesse entgegengebracht wird, das ihrer Bedeutung entspricht. Man sah unter den Erschienenen den Reichsverkehrsminister Exzellenz Groener, Staatssekretär Euler, Oberbürgermeister Trautmann von der National-Flugspende, Postrat Thilo vom Reichspostministerium, Vertreter des Auswärtigen Amtes, der österreichischen, der ungarischen, der chilenischen Gesandtschaft, des Finanzministeriums, der Sipo, des Reichspatentamtes, Oberbürgermeister Mitzlaff vom Deutschen Städtetag sowie Vertreter der Technischen Hochschule und sämtlicher technisch-wissenschaftlicher Vereinigungen. Es erübrigt sich zu bemerken, daß auch die Industrie außerordentlich stark vertreten war, da fast alle in Frage kommenden Persönlichkeiten der WGL als Mitglied angehören. Als vorbildlich und dankbar vom Standpunkt der Förderung unseres wissenschaftlichen Nachwuchses mußte man es begrüßen, daß die WGL in diesem Jahre auch den Studierenden an der Technischen Hochschule Gelegenheit gegeben hat, sich ohne weiteres an den Vorträgen und Veranstaltungen der Tagung zu beteiligen. Es ist zu erwarten, daß die gewonnenen Eindrücke der Ansporn für den Nachwuchs sind, an der wissenschaftlichen Förderung der Luftfahrt mitzuarbeiten.

Das Programm der diesjährigen Tagung war dank der umfassenden Vorbereitungsarbeiten des Geschäftsführers der Gesellschaft, Hauptmann a. D. Krupp, glücklich gewählt und außerordentlich umfangreich. Es umschloß einen geschäftlichen, einen wissenschaftlichen und einen gesellschaftlichen Teil, denen sich am Schluß einige sehr interessante Besichtigungen angliederten. Der besseren Übersicht halber werde ich im nachfolgenden die einzelnen Veranstaltungen außerhalb der Programmreihe behandeln.

Ein Begrüßungsabend am 13. Oktober vereinigte die über ganz Deutschland verstreuten Mitglieder in den Räumen des Aeroklubs von Deutschland und gab Gelegenheit zu zwanglosem Gedankenaustausch. Während der Vorträge in der Aula der Technischen Hochschule fand am 14. und 15. Oktober je ein gemeinsames Frühstück statt. Den Höhepunkt des gesellschaftlichen Teiles bildete jedoch das Festessen im großen Saal des Flugverbandhauses am Abend des 14. Oktober. Der I. Vorsitzende der Gesellschaft, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte, hielt die Begrüßungsansprache und gab darin seiner Befriedigung Ausdruck, daß das Streben und die Ziele der WGL eine ihrer Bedeutung entsprechende Würdigung finden. Seine Rede klang in dem Ruf nach Einigkeit aus und in einem Appell an die Jugend, trotz aller Schwierigkeiten und trotz des dunklen Horizontes die Hoffnung auf die Zukunft nicht sinken zu lassen und in deutscher Art den einmal gesteckten Zielen treu zu bleiben. »Deutsch sein heißt treu sein!« Das ist der Geist, der unser Vaterland wieder emporbringen wird. Exzellenz Groener dankte im Namen des Reichsverkehrsministeriums in bewegten Worten. Man konnte aus seinen Ausführungen die Hoffnung schöpfen, daß vergangene Kurzsichtigkeit durch Zukunftspolitik wieder gutgemacht werden soll. Major z. D. Prof. Dr. v. Parseval nahm dann noch Gelegenheit, der WGL den Dank der Hochschulen für die forschende und fördernde Arbeit auszusprechen und schloß mit einem »Hoch« auf die Wissenschaft.

[1]) Der ausführliche Bericht sowie die Vorträge mit den einzelnen Aussprachen erscheinen später in einem der Beihefte dieser Zeitschrift.

Der geschäftliche und der wissenschaftliche Teil der Tagung standen unter der Leitung des Geh. Reg.-Rat Schütte, der von dem 2. Vorsitzenden, Major Wagenführ, und von dem 3. Vorsitzenden und gleichzeitig dem wissenschaftlichen Leiter der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt«, Prof. Dr. Prandtl, bestens unterstützt wurde. Geh. Reg.-Rat Schütte erstattete den Geschäftsbericht und erwähnte zuerst die Verluste im verflossenen Geschäftsjahr, u. a. Geh. Reg.-Rat Dr. v. Böttinger, Geh.-Rat Reitz, Gen.-Lt. Exzellenz v. Nieber, Exzellenz Wirkl. Geh. Rat. Prof. Dr. Emil Fischer, Dr. v. Martius, Geh.-Rat Richarz, Geh. Kommerzienrat Bayer. Der Mitgliederstand hat sich wieder in erfreulicher Art trotz der verschiedenen Abgänge erhöht. 1919 482 Mitglieder, 1920 530 Mitglieder. Auch die finanzielle Lage hat dank umfangreicher Werbearbeit eine Besserung erfahren, so daß die Gesellschaft jetzt über ein Vermögen von ca. M. 200000 verfügt gegen ca. M. 30000 im Vorjahre. Dagegen haben aber auch die Verwaltungskosten und sonstigen notwendigen Ausgaben, der großen Preissteigerung entsprechend, eine Erhöhung erfahren. Die Gesellschaft war daher gezwungen, dem Vorbild anderer Vereinigungen zu folgen und ihre Einnahmen aus Mitgliederbeiträgen zu verbessern. Um aber einer Erhöhung des Mitgliederbeitrags aus dem Wege zu gehen, wurde ein jährlicher Teuerungszuschlag von M. 20 beschlossen, der bei Preissenkung wieder abgebaut werden kann. Die geänderten Satzungen, die im Entwurf den Mitgliedern zugegangen sind, wurden ohne wesentliche Änderungen angenommen.

Ingenieur C. Eppinger sprach dann über die von der Geschäftsstelle veranlaßte Errichtung eines Archivs für die Mitglieder der WGL, sowie die Schaffung der »Deutschen Luftfahrtbücherei«. In letzterer ist die Gesellschaft in der Leitung vertreten und beabsichtigt, den Zettelkatalog den Mitgliedern in weitestem Maße als literarische Auskunftsstelle nutzbar zu machen.

Hauptmann a. D. Krupp berichtete dann über die Ausgestaltung der ZFM, der die Luftfahrtrundschau angegliedert wurde. Zur Zeitschrift werden Beihefte herausgegeben, welche längere Abhandlungen enthalten, die für den Rahmen der Zeitschrift zu umfangreich sind. Das 1. Beiheft ist an Stelle des Jahrbuches erschienen, Mitglieder erhalten die Beihefte zum Vorzugspreis.

Professor Pröll erstattete den Ausschußbericht über die »Denkschrift Bader betr. Hochschulreform«. Die Errichtung eines oder zweier Lehrstühle für Flugtechnik in Deutschland soll erreicht werden.

Der Navigationsausschuß wurde neu gebildet. Prof. Berson als Vorsitzender, als Mitglieder Geh.-Rat Kohlschütter, Kapitän Boykow, Kapitänlt. a. D. Friedensburg, Hauptmann a. D. Krupp.

Die Ortsgruppenbildung stößt auf Schwierigkeiten, da die Mitglieder zu verstreut sind. In Frage kommen neben Berlin wohl nur noch Hannover und München.

Der wissenschaftliche Teil der Tagung brachte wie immer sehr interessante Vorträge, die durch Lichtbilder, Film und praktische Vorführungen erläutert wurden.

Major v. Tschudi gab einen »Bericht über die Erfüllung des Friedensvertrages, soweit er die deutsche Luftfahrt betrifft.« Die kurz gehaltenen Ausführungen gipfelten darin, daß bei loyalster Erfüllung des Versailler Vertrages von deutscher Seite alles daran gesetzt wurde, Milderungen im Interesse des Fortbestehens unserer Luftfahrt zu erzielen. Die wertvollste Mitteilung war die, daß der größte Teil der interalliierten Luftfahrt-Überwachungskommission beabsichtigt, Deutschland in absehbarer Zeit zu verlassen. Damit rückt hoffentlich auch der Zeitpunkt in greifbare Nähe, von welchem sich unsere Luftfahrtindustrie wieder betätigen darf.

Über »Aerologische und luftelektrische Flüge und ihre Bedeutung für die Luftfahrt« sprach Professor Dr. A. Wigand. Er schilderte die Verwendung des Flugzeuges als neues aerologisches und luftelektrisches For-

schungsmittel und die Vorteile, die der Luftfahrt aus solchen, der Förderung der Luftmeerkunde beim wissenschaftlichen Fluge dienenden Untersuchungen erwachsen. Durch die bisherigen Untersuchungen sind die Störungen aerologischer Messungen im Flugzeuge studiert und beseitigt worden, so daß man jetzt den meteorologischen Zustand der freien Atmosphäre bis in große Höhen hinauf im Flugzeuge einwandfrei registrieren kann. Damit hat man für Flugzeuge und Luftschiffe die Möglichkeit einer exakten Bewertung der Flugleistungen, sowie die bessere Ausnutzung der Eigenschaften der Atmosphäre gewonnen. Mit Erfolg wurden luftelektrische Flüge zunächst zur Untersuchung der atmosphärischen Ionisation bis 5,2 km Höhe unternommen. Sie sollen nun auf das Studium der anderen luftelektrischen Elemente ausgedehnt werden. Die praktische Bedeutung der Versuche für den Luftfahrer liegt vor allem in der Aufklärung der für Luftschiff und Fesselballon bestehenden elektrischen Gefahren, besonders bei Gewitterlage, und ferner in der Lösung von Fragen, die für die Funkentelegraphie von höchster Bedeutung sind. Ein Appell an die zur Förderung solcher Arbeiten berufenen deutschen Behörden und Industriellen schloß die interessanten Ausführungen.

»Die neuesten Fortschritte auf dem Gebiete der drahtlosen Telegraphie und Telephonie mit besonderer Berücksichtigung von Überseeverbindungen« war das Thema, über welches Major a. D. Solff, Direktor in den Gesellschaften Telefunken und Transradio, sprach. Besonders berücksichtigte der Vortragende dabei die Vorteile, welche die letzten Errungenschaften auf diesem Gebiete der Luftfahrt gebracht haben. Den letzten Anstoß zum Übergang von den »gedämpften Schwingungen durch tönende Löschfunkensender« zu den »ungedämpften Schwingungen vermittelst Bogenlampen, Hochfrequenzmaschinen und Kathodenröhre« haben die Erfahrungen des Krieges gegeben. Die hauptsächlichsten Vorteile sind:

1. Verringerung der gegenseitigen Störungen drahtloser Stationen.
2. Vergrößerung der Empfindlichkeit und der Abstimmungsschärfe der Empfänger und ihres Wirkungsgrades.
3. Vergrößerung des Nutzeffektes der Sender, ihres Wellenbereiches und des Strahlungseffektes der Antennen.
4. Ermöglichung des maschinellen Schnellsendens, des automatischen Duplex-Schnellempfangs und der drahtlosen Telephonie.

Die Luftfahrt hat besondere Vorteile von diesen Errungenschaften durch Verbindung von fahrenden Luftfahrzeugen untereinander und mit dem Erdboden. An Stelle der früheren Antennen aus lang herabhängenden Drähten tritt jetzt die Rahmenantenne, die infolge von »Richtwirkung« auch zum Anpeilen benutzt werden kann und dadurch zur Erleichterung der Navigation und Orientierung direkt beiträgt. Der Ausbau des Reichsfunknetzes bietet der Luftfahrt Vorteile in bezug auf Wetter- und Zeitsignaldienst. Der Redner sprach dann noch im allgemeinen von der Wichtigkeit der Überseeverbindungen und gab dann an Hand von Lichtbildskizzen eine Übersicht über die augenblicklich bestehenden und noch im Bau befindlichen Großstationen. Damit gewann man einen Eindruck von dem überwältigenden Fortschritt, welchen die neu eröffnete Großstation Nauen mit ihrer durch die neuen Hochfrequenzmaschinen erweiterten Reichweite bedeutet.

Es folgte dann der Vortrag des Direktor Ingenieur Drexler über »Neuzeitliche Bordgeräte zur Flugorientierung«. Die »Navigation« wird für den Flugzeugführer als unbedingte Vorkenntnis zum Fliegen hingestellt, und dazu gehört für ihn die genauere Kenntnis der Orientierungsgeräte und ihre richtige Benutzung. Was von den Schwierigkeiten der Navigation eines Schiffes zu sagen ist, gilt auch, sogar in verstärktem Maße, von Luftfahrzeugen; denn die Luft ist meistens ein viel tückischeres Element als das Wasser. Außerdem hat der Flugzeugführer in der Luft drei Dimensionen zu meistern. Die zurzeit verwendeten Bordgeräte entsprechen noch nicht allen Ansprüchen. Die Instrumente der Zukunft müssen so beschaffen sein, daß durch ihren Einbau der Führer in der Lage ist, sich vollständig unabhängig von der Wetterlage, ganz gleich, ob Nebel- oder Wolkenflug oder entzogene Erdsicht, zu orientieren. Erst dadurch wird ihm die Sicherheit in der Führung gewährleistet, die man von ihm als Leiter eines Verkehrsmittels verlangen muß. Das Ausland hat schon mit Bezug auf Bordgeräte gewisse Sicherheiten geschaffen. So müssen z. B. in England bei jedem startenden Luftfahrzeug von einem staatlich angestellten Überwachungsingenieur die Instrumente vorher auf ihre Zuverlässigkeit untersucht werden. Die neu zu schaffenden Instrumente teilte der Redner in drei Hauptgruppen ein: Erdkraft-, Luftkraft- und Eigenkraftgeräte. Geringes Gewicht, kleinste Raumbeanspruchung, leichteste Ablesung und Handhabung der Geräte, womöglich ohne jede Bedienung und Sondermanipulation, müssen die Hauptrolle spielen. Bei der Konstruktion ist die große Geschwindigkeit der Luftfahrzeuge, die damit zusammenhängenden, sehr erheblichen Fahrt- und Zentrifugalbeschleunigungs- und Verzögerungseinflüsse und die sehr geringe Orientierungszeit des Flugzeugführers zu berücksichtigen. Die Instrumente müssen den Flieger über die Lage seines Flugzeuges im Raume bzw. hinsichtlich der Erde, seine Flugrichtung, seine Fluggeschwindigkeit und seine Flughöhe informieren. Auch muß er durch Ablesen die Lage der drei Hauptachsen seines Flugzeuges, also der Längenachse, der Querachse und der Hochachse im Raume feststellen können. Der Redner führte dann einige moderne Bordgeräte vor und erläuterte dieselben hinsichtlich ihrer Leistungsfähigkeit. Zum Schluß wurde noch die Verwendung des Kreiselprinzips für Bordgeräte geschildert. Die Zukunftsinstrumente müssen so beschaffen sein, daß sie unmittelbar auf die Steuerung des Fahrzeuges einwirken.

Einen Beitrag zur Segelflugfrage gab Dipl.-Ing. Klemperer in seinem Bericht »Über den Gleit- und Segelflug-Wettbewerb in der Rhön.« In der Erkenntnis, die im letzten Jahre wieder öfters aufgetauchte Frage des motorlosen Segelfluges weiter zu klären und die Anhänger des Segelflugsportes zu wetteifernder sportlicher Betätigung und damit zusammenhängendem Gedankenaustausch zu veranlassen, veranstaltete der Verband Deutscher Modell- und Gleitflugvereine in der Zeit vom 15. Juni bis 31. Juli 1920 einen Wettbewerb in der Rhön. Dies Gelände wurde mit Rücksicht auf die besondere Eigenart der Flugübungen im motorlosen Flugzeug gewählt. Die ca. 1000 m hohe Wasserkuppe der Rhön ist mit ihren bemoosten waldlosen Hängen verschiedener Neigung und dem nach fast allen Windrichtungen guten Start- und Landungsgelände hierzu wie geschaffen. Der Verlauf des Wettbewerbes ist aus den Fachzeitschriften schon bekannt. Es war aber interessant, jemand zu hören, der aus seinem Erleben den Zuhörern das Bild dieses eigenartigen Wettbewerbes entrollte und die unverdrossene Hingabe und Begeisterung der sportlichen Jugend schilderte. Der Redner ging dann näher auf die einzelnen verwendeten Flugmaschinen ein. Viele entsprachen nicht den Anforderungen, die man an sie auf Grund des heutigen Standes der Technik stellen mußte. Aber gerade diese auszumerzen und vor technisch unvollkommenen Improvisationen zu warnen, entsprach dem Sinne der Veranstaltung. Für den Gleitflugzeugbau gelten in potenzierter Form auch die Leitsätze des Motorflugzeugbaues: geringstes Gewicht, größtmöglichste Materialausnutzung, Vermeidung nichttragenden Widerstandes und Rücksicht auf gute Flugeigenschaft. Den Anforderungen am nächsten kam der Apparat der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen, der in seiner Konstruktion eingehend geschildert wurde. Er ging auch als Sieger aus dem Wettbewerb hervor. Der ganze Verlauf der Veranstaltung berechtigt zu der Hoffnung, daß sie nur der Vorläufer großzügig vorbereiteter Veranstaltungen für das nächste Jahr und möglicherweise für eine dauernde Einrichtung der Zukunft ist.

Im Anschluß hieran gab der I. Vorsitzende bekannt, daß von der WGL eine Kommission gebildet wurde, die in Verbindung mit dem Verband Deutscher Modell- und Gleitflugvereine die Vorarbeiten für den nächsten Rhön-Wettbewerb aufgenommen hat.

Es folgte der Vortrag des Major z. D. Prof. Dr.-Ing. v. Parseval »Über Wirbelbildung an Tragflächen«. Die an den Enden der Tragflächen eines Flugzeuges nachschleppenden Wirbel treten stets paarweise und gegenläufig auf. Bei ihrer Untersuchung zeigt sich, daß sie langsam nach unten abtreiben und sich durch Einsaugen von hinten her stark vergrößern, wobei auch die den Wirbel umgebende Luft sich der Drehung anschließt. Dabei nimmt der Energieinhalt

erheblich ab. Die auf die reibungslose Flüssigkeit sich beziehende Helmholtzsche Anschauung, nach welcher der Wirbel eine stationäre Erscheinung ist und nicht in der freien Flüssigkeit enden kann, ist für die wirkliche Flüssigkeit dahin zu berichtigen, daß der Wirbel allerdings in der freien Flüssigkeit endet, aber auch dafür einer baldigen Auflösung verfällt. Der Wirbel ist der Auflösungsprozeß der Energie, welche in der Hauptsache in Form fortschreitender Bewegung durch die Fläche in die Luft gelegt wird. Im Wirbel wird diese Energie in drehende Bewegung und demnächst durch innere Reibung in der Luft in Wärme verwandelt. Der direkte Einfluß des Wirbels auf die Tragfläche ist eine unbedeutende Vergrößerung des Widerstandes.

Dipl.-Ing. Rohrbach sprach dann über die »Beziehungen zwischen der Betriebssicherheit der Flugzeuge und der Bauart ihrer Kraftanlagen.« Die bisher im Luftverkehr beobachteten Erfahrungswerte für die Häufigkeit der verschiedenen Betriebsstörungen von Motoranlagen sind als Grundlage für Ermittelungen über die Betriebssicherheit solcher Anlagen angenommen. Der rechnerische Vergleich verschiedener ein- und mehrmotoriger Flugzeugkraftanlagen, der durch entsprechende Kurven dargestellt wurde, ergab sehr bedeutende Unterschiede zwischen den untersuchten Anlagen. Die bisherigen praktischen Erfahrungen, welche die Überlegenheit von gewarteten Motoren ergeben hatten, wurden durch das rechnerisch ermittelte Resultat voll und ganz bestätigt. So zeigt sich, in welch hohem Maße die Kosten der Instandhaltung und Erneuerung der Flugzeuge von der Wahl mehr oder weniger günstiger Anordnungen der Motorenanlagen abhängen.

Zum Schluß sprach noch Oberstabsarzt a. D. Dr. med. et. phil. Koschel über »Untersuchungen über geistige Leistungen beim Aufenthalt in verdünnter Luft.« Die früheren Untersuchungen im Flugzeug oder im Luftschiff können keine einwandfreien Resultate ergeben. Der menschliche Organismus wird an und für sich beim Fliegen durch äußere Eindrücke beeinflußt, wie z. B. Aufregung, Ängstlichkeit, Schwindelanfälle usw. Dr. Koschel hat, um ganz einwandfreie Resultate zu erzielen, seine Versuche in der pneumatischen Kammer gemacht, in welcher die Luft entsprechend den Höhenlagen verdünnt wurde. Hier versuchte er nun die verschiedensten Aufgaben, die sehr sorgfältig ausgesucht wurden und Anforderungen an die Gehirntätigkeit und die mechanische Übertragung stellten, zu lösen. Die Resultate wurden genau registriert und zeigten einwandfrei, daß Störungen im Organismus, die sog. Höhenkrankheit, bei normalen Menschen erst von ca. 6500 m beginnen. Hier treten dann Gedankenmüdigkeit, Schlaf und Bewußtlosigkeit auf, und sind diese Erscheinungen teilweise auch mit empfindlichen Schmerzen verbunden. Bei dem Übergang in niedrige Luftschichten kamen die störenden Erscheinungen wieder in Fortfall.

Mit diesem Vortrag war der wissenschaftliche Teil der Tagung erschöpft. Am Nachmittag desselben Tages wurden die Anlagen der Projektions-Film-Aktiengesellschaft Union in Tempelhof einer Besichtigung unterzogen. Die Teilnehmer konnten hier noch die Kulissen für die Aufnahmen der Filme »Anna Boleyn« und »Sumurun« bewundern. Auch der Werdegang eines Films wurde durch die Führer erläutert.

Am Sonnabend, dem letzten Tag der Tagung, wurden noch die Zeppelin-Werke in Staaken und die Großfunkstation in Nauen besichtigt. In Staaken kamen die verheerenden Wirkungen des Versailler Vertrages in erschreckender Deutlichkeit zum Bewußtsein. Die einst blühenden Werkstätten, in denen über 3000 Arbeiter ihr Brot fanden, bieten heute ein trostloses Bild, und nur 200 Menschen können mit den verschiedensten Notstandsarbeiten noch notdürftig beschäftigt werden. Über die Hallen selbst, einem Wunderwerk deutscher Technik, schwebt das Damoklesschwert der Vernichtung.

Einen Gegensatz zu Staaken bietet das Bild der Großfunkstation Nauen. Durch die sehr gute Führung, die von seiten der Direktion zur Verfügung gestellt war, war es den Beteiligten möglich, sich ein klares Bild über das Wesen einer modernen Großsendestation zu machen.

Die Vorträge in der Aula der Technischen Hochschule, an welche sich jedesmal eine sehr anregende Aussprache schloß, sowie die Besichtigungen haben den Teilnehmern der VI. Ordentlichen Mitgliederversammlung der WGL eine Fülle von wertvollen Eindrücken und Anregungen gegeben, deren Bedeutung durch die Umwertung in Forschungsarbeiten für die Allgemeinheit und für den Wiederaufbau unserer zerstörten Industrie nicht hoch genug eingeschätzt werden kann.

Der Gleit- und Segelflug-Wettbewerb in der Rhön.

Von Ferdinand Trendelenburg.

31. Mitteilung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. E. V.

Vom Verbande deutscher Modell- und Gleitflug-Vereine wurde vom 15. Juli bis 7. September in der Rhön ein Gleit- und Segelflugwettbewerb veranstaltet. Als Vertreter der Oberleitung machte sich Zivilingenieur Oskar Ursinus, Frankfurt, um das Unternehmen besonders verdient. In dem Fliegerlager auf der Wasserkuppe (950 m hoch) war außer den Flugzeugen, den Wohn- und Wirtschaftszelten und Baracken eine Wetterdienststelle des meteorologisch-geophysikalischen Instituts der Universität Frankfurt a. M. untergebracht; seitens der deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt wurde dort eine Prüfstelle unterhalten, deren Aufgabe es war, die aerodynamischen und technischen Eigenschaften der beteiligten Flugzeuge festzustellen. Hierfür war geplant, Flugzeugausmaße und -gewicht durch unmittelbare Vermessung und Wägung, Auftrieb, Widerstand und Druckpunktswanderung am gefesselten Flugzeug in der Bendemann'schen Weise[1]) durch Messungen im freien Wind zu bestimmen. Es war jedoch nicht möglich, einwandfreie Ergebnisse zu erzielen. Man benötigt zu den Versuchen einen stetigen Wind von 8 m/s Mindestgeschwindigkeit. An den Tagen, an denen der Wind diese Geschwindigkeit erreichte, herrschten aber solche Böen (die Windgeschwindigkeit wechselte z. B. zwischen 6 und 10 m/s), ferner schralte der Wind infolge des vielfach durch Täler und Wälder unterteilten Geländes derart, daß die gefesselten Flugzeuge nicht ruhig genug in der Luft lagen, um den Versuch durchzuführen.

Die äußeren sportlichen Erfolge des Wettbewerbes haben den übertriebenen Hoffnungen, die zum Teil an ihn geknüpft wurden, nicht entsprochen. Und doch läßt eine genaue Betrachtung der Flüge wichtige Schlüsse ziehen, insbesondere als Bestätigung dessen, was ruhige Überlegung von der Möglichkeit motorlosen Fluges vorahnen ließ.

Die Begriffe Gleit- und Segelflug sind bis jetzt allgemein noch nicht festgelegt. Beim Gleitflug erzeugt ausschließlich die Erdbeschleunigung die zum Tragen erforderliche Geschwindigkeit des Flugzeuges. Beim Segelflug hingegen wird die im Winde enthaltene Energie zur Tragarbeit herangezogen. Hier gibt es zwei Quellen zur Arbeitsgewinnung: Ausnutzung der aufsteigenden Luftströme und der positiven Änderungen der Windgeschwindigkeit.

In diesen Ausnutzungsmöglichkeiten der Windenergien liegt die einzige Möglichkeit, ohne künstliche Antriebsmittel zu fliegen.

Die Muskelkraft des Führers zum Antrieb des Flugzeugs zu verwerten, verspricht wenig Erfolg; die Vögel, deren Nachahmung auch auf dem Wettbewerb empfohlen wurde, sind spezifisch viel leistungsfähiger als der Mensch.[2])

[1]) »Der heutige Stand der Flugtechnik in Theorie und Praxis« Zeitschr. des Ver. deutsch. Ing., 1910 S. 888.

[2]) Berechnet man den Kraftverbrauch eines langsamen, aber aerodynamisch günstigen Kleinflugzeuges, so ergibt sich etwa folgendes Bild:

Gegeben die Eigengeschwindigkeit $v = 7{,}5$ m/s (27 km/h), das Flugzeuggewicht einschl. Führer $G = 120$ kg, das Verhältnis Widerstand/Auftrieb $c_w/c_a = 0{,}1$. Für die aufzubringende Leistung N besteht die Gleichung

$$75\,N = G\frac{c_w}{c_a}v = 120 \cdot 0{,}1 \cdot 7{,}5 = 90 \text{ m kg/s}$$

also $N = 1{,}2$ PS.

Die Gesamtleistungsentfaltung eines Menschen während weniger Stunden beträgt höchstens $^1/_8$ PS.

Wir müssen etwa das 10fache der menschlichen Dauer-Leistung anderweit aufbringen, um das Flugzeug dauernd in der Luft zu halten, es sei denn, daß das Flugzeug aerodynamisch noch weit günstiger — und das ist nicht anzunehmen — gebaut werden kann, oder daß man sich mit geringerer Fluggeschwindigkeit — und das ist bei Gegenwind unvorteilhaft — begnügt. Auch werden die langsamen Flugzeuge größeres Baugewicht besitzen und damit größerer Leistung bedürfen. Für die errechnete Mindestleistung ist es gleichgültig, ob die Muskelkraft des Führers durch Luftschrauben oder durch Schlagflügel zur Bestreitung der Flugarbeit umgesetzt wird.

Eine Zusammenstellung der größeren Flüge des Wettbewerbes ergibt folgendes Bild:

Flugzeug	Fluglänge m	Flugdauer sec	Gleitwinkel (tang) ca.	Windverhältnisse
Flugwissenschaftliche Vereinigung Aachen	1830	142	1 : 5,6	4 bis 5 m/s, stetig
	360	32	1 : 7	dgl.
	315	27	1 : 7,7	dgl.
	220	75	1 : 4,7	Böen bis zu 15 m/s
	110	24	1 : 4,6	dgl.
Eugen v. Loeßl	770	80	*)	6 bis 7 m/s starke Sonnenböen *) Infolge Höhenruderbruches aus ca. 100 m Höhe tödlich abgestürzt.
	395	40	1 : 4	3 bis 5 m/s
Doppeldecker Fliegervorschule Nürnberg	452	52	1 : 5,6	1 bis 3 m/s, stetig
	343	33	dgl.	dgl.
	148	28	dgl.	dgl.
Richter Hauenstein	206	22	1 : 5	6 bis 8 m/s, ziemlich böig

Alle übrigen Flugzeuge erzielten nur Sprünge bis höchstens rd. 100 m.

Nach einem guten 395 m Probeflug am 7. VIII. startete Eugen v. Loeßl am 9. VIII. mittags zu einem großen Flug in das Siebloser Tal. In kühnem Flug zog er über die steilen Felshänge, da brach nach 770 m Flugstrecke die linke Höhenruderfläche, Loeßl stürzte ab und starb den Fliegertod. Einen begeisterten Anhänger des Segelflugs traf damit an demselben Tag, dem 9. August, an dem vor 24 Jahren Otto Lilienthal sein Leben für seine Idee eingesetzt hatte, ein jähes Geschick.

Der in der Übersicht zuerst angegebene Flug wurde von Dipl.-Ing. Wolfgang Klemperer, Assistent am aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule in Aachen, ausgeführt. Er zeigte besonders schön einen Segelflug bei aufsteigenden Luftströmungen. Etwa 400 m nach dem Start überflog Klemperer in rd. 10 m Höhe den Rand des steilen in das Siebloser Tal abfallenden Felshanges. Deutlich war an einem plötzlichen Steigen des Flugzeuges der Eintritt in den kräftigeren aufsteigenden Luftstrom über dem steilen Hang zu beobachten, Klemperer flog nun, ohne viel an Höhe zu verlieren, bis über die Talsohle, dann mußte er, da im Tale nahezu Windstille herrschte, durch Tiefenrudergabe wieder mehr Fahrt aufnehmen.

Erwähnenswert ist ferner die große Geschicklichkeit, mit der Pelzner, Nürnberg, den Doppeldecker der Fliegervorschule steuerte. Die Gleichgewichtslage und Steuerung dieses Gleitflugzeugs wird nur durch Schwerpunktsverlegungen erzielt; es erfordert dies eine große körperliche Gewandtheit des Führers und bietet gleichzeitig eine vortreffliche sportliche Betätigung. Bei böigem Wetter erwies sich allerdings diese Steuerungsart nicht als ausreichend.

Interessante Flüge zeigte noch der 7. September. Bei sehr böigem Wetter (Windgeschwindigkeit zwischen 8 und 15 m/s wechselnd) erschienen alle verfügbaren Flugzeuge am Start. Vor allen anderen war es wieder der Aachener Eindecker, mit dem gezeigt wurde, daß ein geschickter Führer die Böenenergie sehr wohl auszunutzen vermag. Klemperer kreuzte hin und her und gewann wiederholt 5 bis 10 m an Höhe.

Eine kurze Konstruktionsübersicht bietet die folgende Zusammenstellung:

	Flugzeug	Flügelinhalt m²	Steuerung	Spezifische Flächenbelastung mit Führer (70 kg)	Gewicht leer kg
Flugwissenschaftliche Vereinigung Aachen	Eindecker geschlossener Rumpf, freitragende Flügel	15	Militärsteuerung	8,7 kg/m²	61
Eugen v. Loeßl	Doppeldecker geschlossener Rumpf Flächenverwindung	20	Militärsteuerung	5,4 kg/m²	38
Fliegervorschule Nürnberg	Doppeldecker	15	durch Schwerpunktsverlegung	5,7 kg/m²	16
Richter-Hauenstein	Dreidecker	18	Militärsteuerung	5,6 kg/m²	30

Die Flügelinhalte der übrigen Flugzeuge waren:

Doppeldecker Poelke . . . . 14,0 m²
» Riedel . . . . 22,0 »
» Seitz . . . . 22,0 »
» Drude . . . . 12,0 »
Eindecker Fliegervorschule . . . . . . 17,6 m²
» Bleske . . . . 16,0 »
» Heinzmann . . . . . . 16,0 »
» Flugtechn. Verein Darmstadt 10,0 »

Sorgfältig gearbeitet war das Flugzeug Zeise (Rumpf vogelartig, Rippen und Holme aus Bambus, Bespannung geölte Seide, Fläche 11,5 m². Hinter den eigentlichen Tragflügeln waren zur Ausnutzung der Muskelkraft des Führers Schlagflügel eingebaut.

Das Flugzeug der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen zeichnete sich baulich am meisten aus. Der freitragend und verspannungslos gebaute Eindecker besaß folgende Abmessungen: Spannweite 9,20 m, Länge 5,70 m, Rippenlänge innen 1,90 m, außen 1,40 m. In jedem Flügel sind 10 Rippen im Abstande von je rd. 47 cm eingebaut. Holme und Rippen sind doppel-T-trägerartig aus Sperrholz gefertigt.

Aus der folgenden Abbildung werden die Profile ersichtlich.

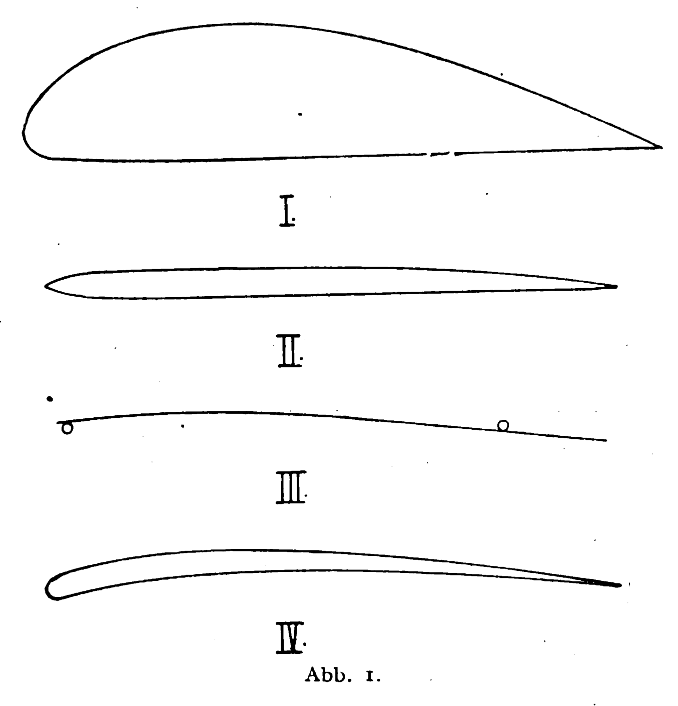


Abb. 1.

Profil I ist das des Eindeckers Aachen an der dritten Rippe, ungefähr 1,40 m von der Mittelachse entfernt. Am

Rumpf ist die Profilhöhe 415 mm, außen 130 mm, die Flächentiefen betragen 1900 mm bzw. 1400 mm.

Profil II Doppeldecker Loeßl.
» III » Fliegervorschule Nürnberg.
» IV Dreidecker Richter Hauenstein.

Die Angaben der Profile sind nur näherungsweise richtig, da fast alle Profile beim Bespannen oder dem dauernden Aufenthalt in den regen- und nebelfeuchten Zelten stark verzogen waren.

Luftschiffe als Verkehrsmittel mit besonderer Berücksichtigung ihrer Wirtschaftlichkeit.[1])

Von Walther Leyensetter.

Allgemeines.

Durch die Fortschritte auf dem Gebiete des Luftschiffbaues während des Europäischen Krieges wird von selbst die Frage der Verwendbarkeit des technisch Erreichten in wirtschaftlichem Sinne aufgeworfen.

Das Luftschiff soll mit den bestehenden Verkehrsmitteln in den Wettbewerb treten und neben dem Flugzeug den Luftverkehr übernehmen.

Ganz allgemein zeigt nachstehende Tafel den Verwendungsbereich der Luftfahrzeuge:

Übertragendes Medium	Wasser	Land	Luft	Elektrizität
Bereich der beförderbaren Gewichte	20000 Tonnen	800	20	
Geschwindigkeitsbereich (Km/Stde)	5 — 50	20 — 150	100 — 200	1080000000 Km/Stde
Sachgüter	Durch Muskel-Wind- und Maschinenkraft getriebene Schiffe	Personen-Wagen und Wagenzüge mit und ohne Geleisführung	Ohne allgemeine wirtschaftliche Bedeutung. Nur für Erzeugnisse aus schwer zugänglichen oder nicht durch Erdverkehrslinien erschlossene Punkte. Eilige Warenproben u. s. f.	—
Personen	s. Sachgüter	s. Sachgüter	Flugzeug Luftschiff für Verbindungen zwischen Orten wo: besonders rasche Einzelbeförderung nötig oder wo die Anlagekosten für andere Linien zu hoch; die Geschwindigkeitsdifferenz gegenüber Land u. Schiffahrtslinien gross genug	—
Nachrichten	Briefpost	Briefpost	Rohrpost Luftpost wie oben für Sachgüter und Personen	Telegraph Telephon

Daraus geht hervor, daß die Luftfahrzeuge für die Beförderungsgeschwindigkeit eine organische Fortsetzung der Landfahrzeuge bilden, jedoch ohne die zu befördernden Massen höher als 20000 kg zu bringen und ohne den großen Sprung der Geschwindigkeit von 150 km/h (elektrische Schnellbahn) auf 1080000000 km/h (elektrischer Telegraph) wesentlich zu verkleinern.

Ferner findet man als Bereich für ihre Verwendung die Beförderung von lebenden und toten Massen, wo Wert auf die Geschwindigkeitsdifferenz 200 — 120 km (Flugzeug — Schnellzug) und 120 — 50 km (Luftschiff — Schnelldampfer) gelegt wird und wo das Gesamtgewicht 20000 kg nicht übersteigt.

Es kann sich also nur selten um Sachgüter, in der Hauptsache um Personen, ferner eilige Briefe, Warenproben u. dgl. handeln.

Konkurrenzfähig wird eine Luftfahrzeuglinie immer dann sein, wenn sie den Vorteil, den sie mit der Schiffahrtslinie gemein hat, den Wegfall des Bahnbaues und seiner Unterhaltung, ausnützt.

Ihre Konkurrenzfähigkeit wird erschwert, wenn ihre Überlegenheit nur auf die kürzere Reisezeit sich stützt, wobei das Gefahrenmoment und die verhältnismäßige Abhängigkeit vom Wetter stets zu ihren Ungunsten spricht.

I. Technische Gesichtspunkte.

1. Reisehöhe und Leistung.

Die Schubkraft P eines Propellers beträgt bei einer bestimmten Leistung N_i des Motors:

$$P = \psi \cdot \pi \cdot r^4 \cdot w^2 \cdot \frac{\gamma}{g} \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

$$N_i = \mu \cdot \frac{\pi}{75} \cdot r^5 \cdot w^3 \cdot \frac{\gamma}{g} \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

wo:

μ und ψ Zahlenwerte in Funktion von $\frac{v}{r \cdot \omega}$
r der Schraubenhalbmesser in m,
ω die Winkelgeschwindigkeit in 1/s,
γ die Luftdichte in kg/m³,
g die Erdbeschleunigung in m/s².

Diese Schubkraft wird gleich dem Gesamtwiderstand des Fahrzeuges:

$$W = (\Sigma \zeta_w \cdot F + \Sigma \xi_w J^{2/3}) \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \quad \ldots \quad (3)$$

wo:

ζ_w der Widerstandskoeffizient für Flächen,
F die Stirnfläche in m²,
ξ_w der Widerstandskoeffizient für Körper,
$J^{2/3}$ die Völligkeitsfläche in m²,
v die Fahrzeuggeschwindigkeit in m/s ist.

Sollen nun Motorleistung N_i und Fahrzeuggeschwindigkeit v gleich bleiben, so ergibt sich, da alle anderen Größen[1]) nicht variabel sind und $\frac{\gamma}{g}$ in den Gleichungen (1), (2) und (3) nur linear erscheinen, daß unter diesen Bedingungen die Fahrt-

[1]) Alle Rechte, besonders die Übersetzung in fremde Sprachen, vorbehalten.

[1]) Dies trifft für ζ_w und ξ_w nicht ganz zu. Da aber bis heute Versuche über die Veränderlichkeit dieser beiden Werte bei wechselnden $\frac{\gamma}{g}$ nicht vorliegen, und angenommen werden kann, daß ψ und μ in ganz ähnlicher Weise sich ändern, so können sie hier als gleichbleibend betrachtet werden.

höhe des Fahrzeuges einflußlos ist. (Bei Verwendung von gewöhnlichen Motoren.)

Bei Motoren mit gewöhnlichen Vergasern sinkt die Leistung rascher als die Luftdichte, wie durch Untersuchungen in der Unterdruckkammer festgestellt wurde[1]). Für sie ergab sich ein Zusammenhang zwischen Leistung und Luftdichte nach der Gleichung:

$$N_e = \sqrt{n \cdot \gamma - m} + o \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

wo n, m und o Faktoren von bestimmter Größe sind.

Überbemessene und überverdichtete Motore mit Höhenvergasern behalten bis zu einer Fahrthöhe von 3000 m annähernd gleiche Leistung.

Bei überverdichteten Motoren liegt das Minimum des Brennstoffverbrauches in einer Fahrthöhe von 2500 m; bis zu 3000 m Höhe sind die Schwankungen im Verbrauch so geringfügig, daß, vom Standpunkt der Leistung und des Brennstoffverbrauchs betrachtet, überverdichtete Motore für Luftschiffahrtszwecke am geeignetsten sind[2]).

Das Bestreben, die Leistung und den Brennstoffverbrauch des Motors unabhängig von der Luftdichte möglichst günstig zu halten, äußert seine Rückwirkung auf die Luftschraube.

Der beste Wirkungsgrad des Propellers an sich ist weniger einflußreich als die Bedingung, die Leistung der Schraube den Betriebsverhältnissen des Motors anzupassen.

Den Einfluß der Schwankungen von Drehmoment und Drehzahl auf den Wirkungsgrad von Propellern zeigt die Abb. 1, welche aus den Veröffentlichungen von Schaffran (Zeitschr. f. Fl. u. M., 1917, S. 49, 93, 109) über systematische Luftpropellerversuche entstanden ist.

Daraus ist ersichtlich:

Ist die Drehzahl n und der Durchmesser D konstant, so wird der Wirkungsgrad η_P für ein bestimmtes Drehmoment M ein Maximum.

Der Bereich, in welchem η_P sich um gleiche Beträge ändert, wird immer größer, je größer das wirksame Steigungsverhältnis H_w/D wird. Wenn daher die Drehzahl n und der Durchmesser D festliegt, so ist es vorteilhaft, die wirksame Steigung und damit die Reisegeschwindigkeit v_r möglichst groß zu nehmen, da bei großem H_w/D sowohl der absolute Wert des Propellerwirkungsgrades η_P steigt, als auch bei abnehmender Motorleistung $L \left(M = 71620 \cdot \frac{N}{n}\right) \eta_P$ weniger sinkt als bei kleinem H_w/D. (Schmalblätterige Schrauben.)

Bei geringen Änderungen von Drehzahl und Drehmoment ist daher das Sinken des Wirkungsgrades der Luftschraube von untergeordneter Bedeutung.

Die durch die Abnahme der Luftdichte bei gleichbleibender Motorleistung hervorgerufene Erhöhung der Drehzahl der Luftschraube erfordert jedoch besondere Maßnahmen.

Die Veränderung der Schraubendrehzahl durch

a) Zwischengetriebe mit verschiedenen Übersetzungen hat den Nachteil des Mehrgewichts, des erheblichen Geräusches und der unzulässigen Beschleunigung der Schraube in geringer Luftdichte.

b) Regulierung der Motordrehzahl hat den Nachteil des zunehmenden Brennstoffverbrauches beim Verlassen der günstigsten Drehzahl und des unruhigen Laufes der ganzen Maschinenanlage bei Näherung an die kritische Umlaufzahl.

Am aussichtsreichsten ist die Änderung der Steigung der Luftschraube[1]), um bei wechselnder Luftdichte annähernd gleiche Leistungen aufzunehmen.

Im Betrieb geprüfte und Schleuderproben unterworfene Konstruktionen verstellbarer Flügel von Helix, Hirth, Lorenzen u. a. haben den beschrittenen Weg als gangbar erwiesen und sind geeignet, die bis jetzt fast ausschließlich angewendeten Konstruktionsmaterialien (Holz) und Herstellungsverfahren durch andere zu verdrängen.

Während beim Steigen für Flugzeuge eine sekundliche Mehrleistung ΔL der Motore von:

$$\Delta L = G \sin \varphi \cdot v_s \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

wo: G = Flugzeuggewicht,
φ = Steigwinkel,
v_s = Flugzeuggeschwindigkeit beim Steigen,

notwendig ist, besitzt das Luftschiff bis zu einer gewissen Höhe einen gleichbleibenden Auftrieb.

Die Wahl dieser Höhe ist von Einfluß auf den Prozentsatz der Gasfüllung am Startplatz.

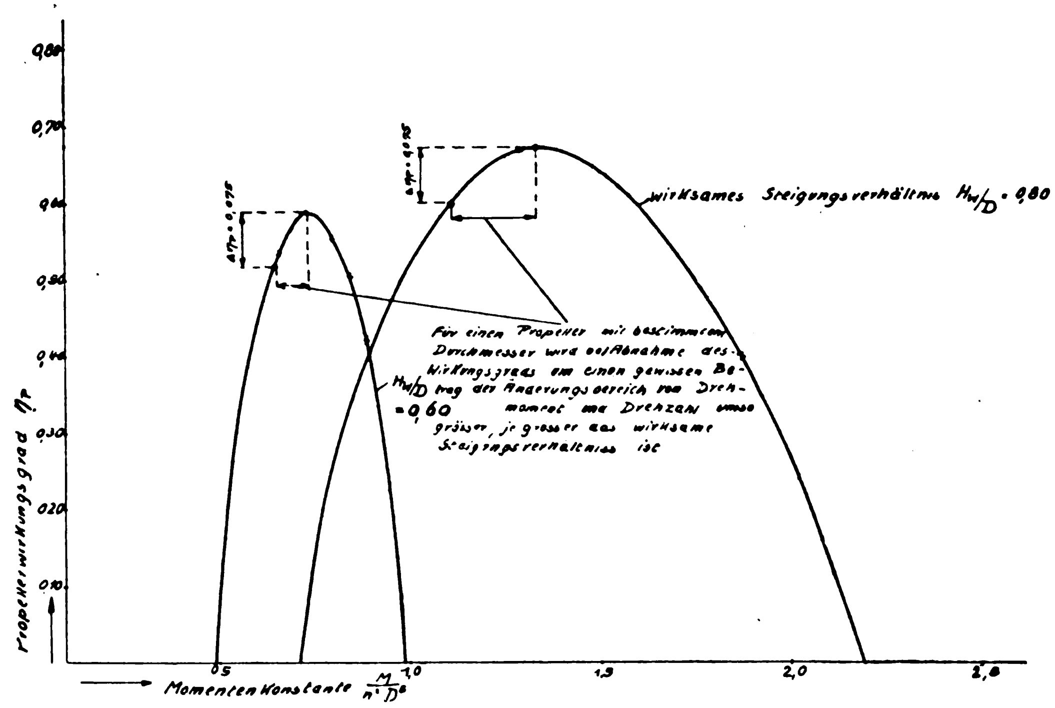


Abb. 1. Propellerwirkungsgrad in Funktion der Momentenkonstante $\frac{M}{n^2 \cdot D^5}$.

---

[1]) Siehe Z. d. V. d. I., Jahrg. 1919, Bd. 63: W. G. Noack, Flugzeuggebläse, Seite 996 und T. B. der Flugzeugmeisterei Bd. III, Heft 1 Seite 1—10.

[2]) Siehe Z. f. Fl. u. M. Jahrg. 1920 Heft 10: O. Schwager, Der Flugmotor in verschiedenen Luftdichten Seite 137 u. f. Z. f. Fl. u. M. Jahrg. 1920 Heft 13: Wilcke, Höhenleistung von Verbrennungsmotoren Seite 185 u. f.

[1]) Aufsatz von Prof. C. Eberhardt im Motorwagen Jahrg. 1919 S. 309 u. f. über verstellbare Luftschrauben.



Es ergibt sich nach der barometrischen Höhenformel ohne Berücksichtigung der Temperaturänderung:

$$H' - H = 18400 \log \left(\frac{1}{1 - \frac{V'}{V}}\right) = -8000 \log \text{nat} \left(1 - \frac{V'}{V}\right)$$

wo: $H' - H$ der Höhenunterschied ist, bis zu welchem kein Abblasen stattfinden soll,
V das Gasvolumen beim Aufstieg,
V' die Volumzunahme bis zur Höhe H',
also $V + V'$ das Gesamtgasvolumen des Schiffes bedeuten.

Aus der Gleichung folgt:

$$\frac{V'}{V} = \frac{H' - H}{8000} - \frac{(H' - H)^2}{8000^2 \cdot 2} + \frac{(H' - H)^3}{8000^3 \cdot 6} - \frac{(H' - H)^4}{8000^4 \cdot 24} + \ldots (6)$$

$H' - H$ = 500, 1000, 1500, 2000, 2500, 3000, 4000, 5000 m.

$\frac{V'}{V}$ = 6,06 11,77 17,1 22,1 26,8 31,3 39,3, 46,4%.

Abb. 2 zeigt das nutzbare Gasvolumen in Funktion der Fahrthöhe.

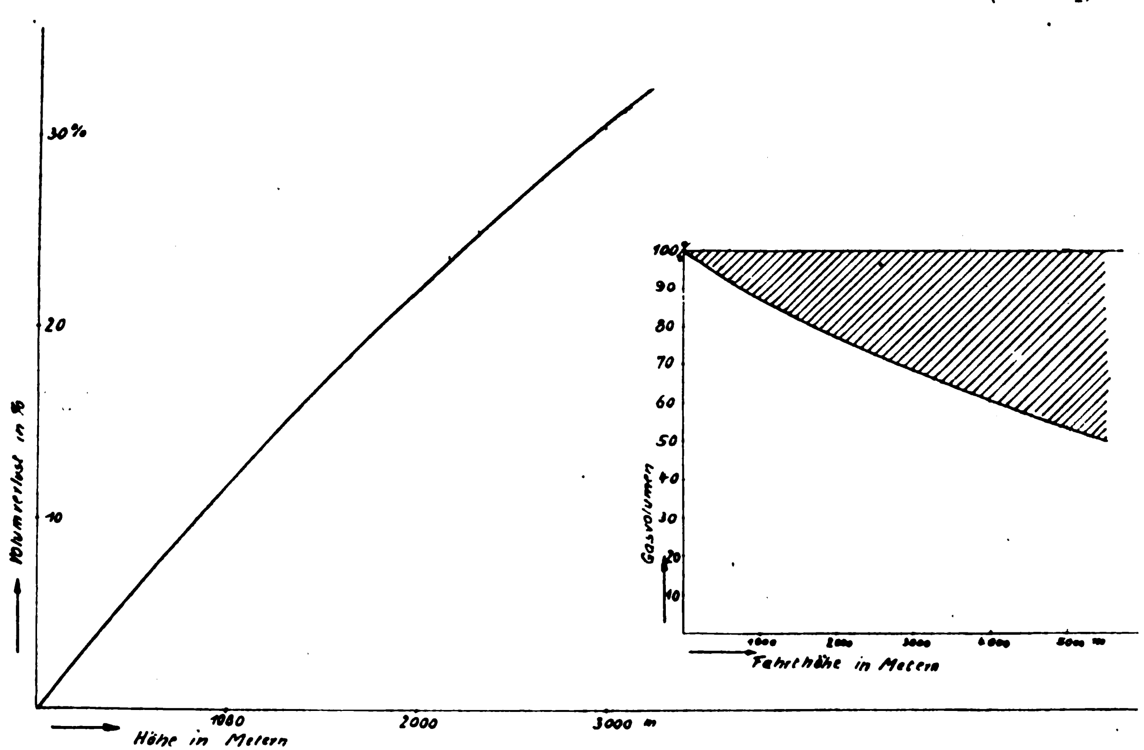


Abb. 2. Nutzbares Gasvolumen abhängig von der Fahrthöhe.

Das unpralle Schiff behält beim Steigen wie beim Fallen immer die gleiche Tragkraft.

Das pralle Luftschiff verliert beim Aufsteigen um je 100 m rd. 1% seiner gesamten Tragkraft.

Dynamisches Steigen des prallen Schiffes ist in jedem Falle unwirtschaftlich: Gas- und Leistungsverlust.

Mit Rücksicht auf Motorleistung und Propellerwirkungsgrad, sowie zur Vermeidung unnötiger Gasverluste ist man daher für wirtschaftliche Luftschiffahrten an den Betrag von rd. 2500 m Unterschied zwischen maximaler Reisehöhe und Höhe des Start- bzw. Landungsplatzes gebunden.

2. Reisegeschwindigkeit.

Die Notwendigkeit für Kriegsfahrzeuge den Luftwiderstand zu verringern, hat die Möglichkeiten soweit erschöpft, daß die Grenzen in der praktischen Herstellung von Verkleidungen und der Zugänglichkeit wichtiger Teile eher zu finden sind als im Wegschaffen widerstanderzeugender Körper.

Ähnlich verhält es sich mit der Gewichtsverminderung. Doch lassen sich hier durch weitere Ausbildung der Trägerkonstruktionen, durch Verwendung von Materialien geeigneter Festigkeit und ähnliches noch einige Fortschritte erzielen.

Den Zusammenhang zwischen Gewicht und Widerstand bildet, wenn man nicht Fahrzeuge mit verschiedenen Geschwindigkeiten vergleichen will, die Leistungsersparnis bei einer Widerstandsverminderung.

Es ist allgemein:

$$W = \frac{75 \cdot N \cdot \eta}{v}$$

wo: W = Fahrzeugwiderstand,
v = Fahrzeuggeschwindigkeit,
N = Gesamte Maschinenleistung,
η = Gesamter Fahrzeugwirkungsgrad.

Bei gleichbleibenden Fahrzeuggeschwindigkeiten wird die Leistung zweier Vergleichsfahrzeuge:

Wo: $W_2 < W_1$.
$v_2 = v_1$.
$N_2 = \frac{W_2}{W_1} N_1$.

Ist $G_{Bö}$ der Benzin- und Ölverbrauch pro PS und Stde. t die Fahrtdauer in Stunden, so wird die Betriebsstoffersparnis bei einer Widerstandsverringerung:

$$\Delta G_{Bö} = G_{Bö} \cdot N_1 \cdot t \left(1 - \frac{W_2}{W_1}\right) \ldots \ldots \ldots (7)$$

Voraussetzung ist hierbei, daß es sich nur um geringe Widerstandsänderungen handelt und daß bei einer Brennstoffdrosselung nur eine unbedeutende Wirkungsgradverschlechterung des Motors eintritt.

Der Betriebsstoffmehrverbrauch bei gesteigerter Fahrzeuggeschwindigkeit wird, wenn also:

$$W_2 > W_1 \text{ und } v_2 > v_1$$

$$\Delta G_{Bö} = G_{Bö} \cdot N_1 \cdot t \left[\left(\frac{W_2}{W_1}\right)^{3/2} - 1\right] \ldots \ldots \ldots (8)$$

Denkt man daran, bei Verkehrsfahrzeugen eine Einrichtung zu treffen, die gestattet, bei geringem Raumbedarf für Personen und Sachgüter den Gesamtwiderstand zu vermindern, so erhebt sich die Frage, ob es im einzelnen Falle wirtschaftlicher ist, die Fahrtzeit zu verringern oder Brennstoff und damit Gewicht zu sparen.

Aus Vorstehendem geht hervor, daß es bei geringer Widerstandsverminderung, welche die aus der Motorcharakteristik sich ergebende relative Brennstoffersparnis hervorruft, wirtschaftlich ist, den Motor zu drosseln. (Bei großer Widerstandsverminderung, welche das Wegfallen eines ganzen Maschinenaggregats — praktisch kann es sich nur um die Verwendung gleicher Typen handeln, die in der Einheit festliegen — mit sich bringt, wird man sich dazu entschließen, die Ge-

schwindigkeit um einen bestimmten Betrag zu erhöhen, um größere Vorteile gegenüber den konkurrierenden Verkehrsmitteln zu erzielen.)

Diese Überlegungen führen ganz allgemein dazu, bei stromlinienförmigen Körpern nachzuforschen, welche Zusammenhänge zwischen Inhalt J, Oberfläche O und Widerstandszahl ζ_w bestehen.

Die Untersuchungen von Prandtl-Fuhrmann, welche als grundlegend angesehen werden müssen, stützen sich auf Modelle, die gleichen Inhalt und gleiche Oberfläche haben (Hütte I, 1915, S. 359).

Rein theoretisch würde diejenige Schiffsform die beste sein, welche bei einem bestimmten Rauminhalt den geringsten Gesamtwiderstand hat.

Jedoch ist der Spindelkörper mit der besten Luftwiderstandszahl noch nicht der vorteilhafteste für die Konstruktion des Luftschiffes selbst. Je nach dem es starr oder unstarr ist, wird zu untersuchen sein, wann bei konstantem Inhalt J die Oberfläche O (bei unstarrem) und das Schiffsgewicht G_s (bei starren Schiffen) ein Minimum wird. Natürlich spielen vor allem die Hallenverhältnisse und die Steuerfähigkeit eine ausschlaggebende Rolle.

Wirkungsgrades rechnerisch zu bestimmen, bietet keine Aussicht auf Erfolg, da η — wie die Abb. 4 zeigt — mit den verschiedenen Schiffsgeschwindigkeiten stark sich ändert.

3. Fahrtweg und nutzbarer Auftrieb.

Bei Erörterung der Nutzlast im Verhältnis zum Fahrtweg wird von der Fahrtwegformel von Prof. Dr. A. von Parseval ausgegangen.

Ist beim Flugzeug K' die Gleitzahl (Verhältnis von Widerstand W zu dem Gewicht G), so wird:

$$W = K' \cdot G.$$

K' kann erfahrungsgemäß bei einem guten Flugzeug zu $^1/_8$ angenommen werden.

Mit einem Schraubenwirkungsgrad $\eta_P = 0{,}75$ wird für den Reiseweg S die Motorarbeit:

$$A = s \cdot G \cdot 0{,}167.$$

Nun erzeugt eine Pferdekraft 270000 mkg/h = 0,27 tkm/h und verbraucht an Benzin und Öl rd. 0,25 kg/h. Zur Erzeugung von 1 tkm sind daher

$$\frac{0{,}25}{0{,}27} = 0{,}93 \text{ kg mit Drosselungsverlust} \sim 1 \text{ kg}$$

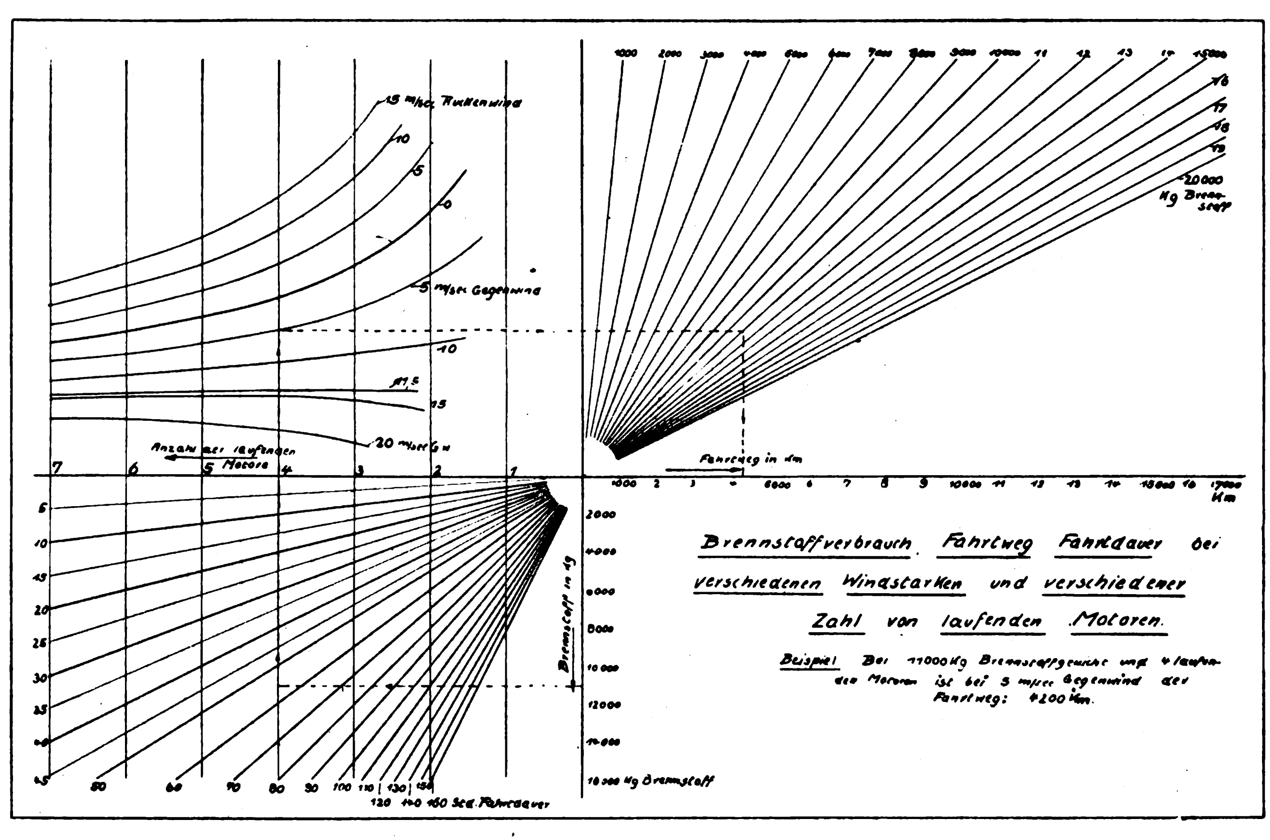


Abb. 3.

Bei der Ermittelung der günstigsten Reisegeschwindigkeit[1]) stößt man auf die Notwendigkeit, im Sinne einer wirtschaftlichen Betriebsführung die Fahrzeuggeschwindigkeit ohne Leistungsverlust beliebig verändern zu können.

Eine derartige Geschwindigkeitsveränderung wird durch Zu- und Abschalten einzelner Maschinen bewerkstelligt.

Durch Berechnung des Fahrtweges pro Brennstoffeinheit bei verschiedenen Windstärken entstand die Abb. 3, welche bei verschiedener Zahl von laufenden Motoren den Zusammenhang zwischen Brennstoffverbrauch, Fahrtweg und Fahrtdauer bei verschiedenen Windstärken darstellt.

Der Versuch, den Fahrtweg bei verschiedener Zahl von laufenden Motoren unter Annahme eines gleichbleibenden Betriebsstoff nötig. Damit wird der Brennstoffverbrauch B:

$$B = s \cdot G \cdot 0{,}167 \cdot 1 = s \cdot G \cdot 0{,}167 \text{ kg}.$$

Der Brennstoffverbrauch während der Fahrt bringt eine Gewichtsänderung dG:

$$-dG = G \cdot ds \cdot K \; (K_{\text{Flugzeug}} = 0{,}000\,167 \text{ für } G \text{ in Tonnen})$$

mit sich; hieraus

$$s = \frac{1}{K} \cdot \ln\left(\frac{G_0}{G}\right)$$

wo G_0 = Anfangsgewicht des Flugzeuges,
G = Endgewicht des Flugzeuges.

Wird das Brennstoffgewicht zu 20 vH, die Nutzlast ebenfalls zu 20 vH des Gesamtgewichtes angesetzt, so wird die Fahrtstrecke des Flugzeuges bei Windstille:

$$s_{Fl} = 1380 \text{ km (wobei sehr günstig gerechnet ist).}$$

Beim Luftschiff ist

$$W = \text{const.}$$

[1]) P. Renard: Les voyages économiques en aeronef (La technique aeronautique 1910 Tom II p. 1) und C. Wieselsberger, Göttingen (Zeitschrift für Flugtechnik und Motorl. 1913 p. 16) haben die Leistungskurven in Funktion der Fahrzeuggeschwindigkeiten aufgetragen und graphisch die günstigste Reisegeschwindigkeit bestimmt.

Mit einem Schraubenwirkungsgrad $\eta_P = 0{,}75$ wird für den Reiseweg s die Motorarbeit:

$$A = \frac{s \cdot W}{\eta_p}$$

und der Brennstoffverbrauch B

$$B = A \cdot 1 = 1{,}33 \cdot s \cdot W \text{ kg}.$$

Nimmt man nach Erfahrungswerten das Verhältnis von Widerstand zum Gesamtauftrieb zu $\frac{1}{32{,}5}$ an, so wird bei einem Brennstoffgewicht von wieder 20 vH des Gesamtauftriebs die Fahrtstrecke des Luftschiffs

$$s = 4880 \text{ km}.$$

Da jedoch bei dem für Nutzlast ungünstigsten System der Starrluftschiffe das Verhälfnis

$$\frac{\text{Gesamter Auftrieb}}{\text{Eigengewicht}} = \frac{100}{40}$$

beträgt, so kann 30 vH und mehr für Brennstoffe vorbehalten bleiben. (Bei 30 vH Brennstoffgewicht wird $s_L = 7330$ km.)

Der Stirnwiderstand eines Flugzeuges wird in der Hauptsache von den Tragflächen erzeugt.

Eine wesentliche Verbesserung des Verhältnisses von Widerstand zu Gewicht ist deshalb durch Vergrößerung der Flugzeugabmessungen nicht zu erhoffen und eine Erweiterung seines wirtschaftlichen Wirkungsbereiches für Dauerfahrten erscheint auf diesem Wege nicht möglich.

Faßt man nun den Verwendungsbereich für Luftschiffe ins Auge, so zeigt die Zusammenstellung von nutzbarem Auftrieb und Brennstoffgewichten für Starrluftschiffe auf Abb. 5 sofort, daß bei Dauerfahrten durch den Brennstoffverbrauch eine ganz außerordentliche Gewichtsverringerung eintritt.

Sie beträgt z. B. für ein 55000 m³-Schiff nach 50 Fahrtstunden

15000 kg.

Durch diese Erleichterung steigt das Schiff um

$$\Delta H = 18400 \log \left(1 - \frac{g}{G}\right) \text{m},$$

wo

g = Gewichtsverminderung in kg,
G = Gesamtgewicht des Schiffes in kg,

$$\Delta H = 18400 \log \left(1 - \frac{15000}{64000}\right)$$
$$= 1620 \text{ m}.$$

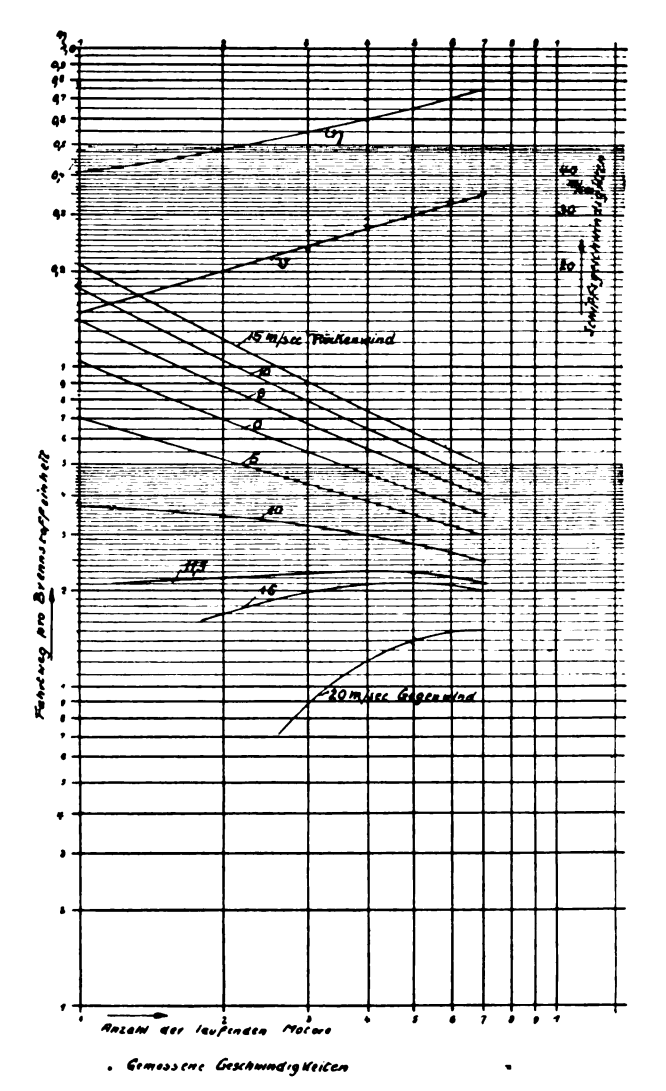


Abb. 4.

War die Gleichgewichtshöhe bei 2500 m erreicht, so beträgt der Gasverlust beim Steigen um weitere 1620 m

$$0{,}145 \cdot 55000 = 8000 \text{ m}^3.$$

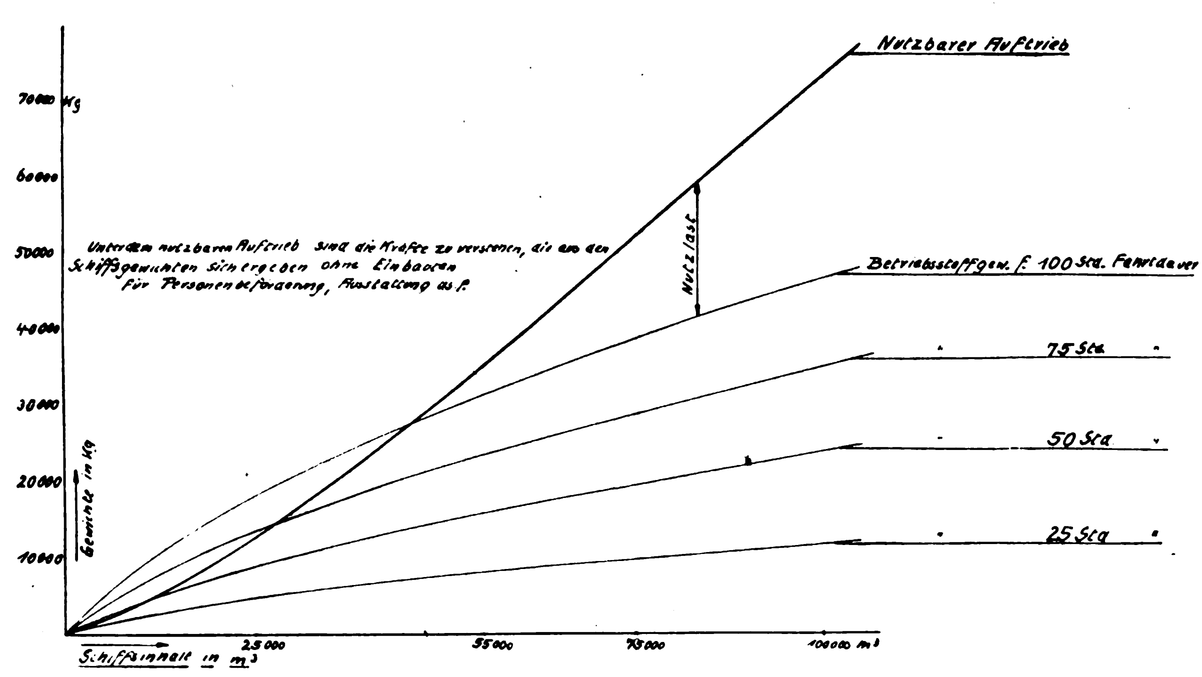


Abb. 5. Nutzbarer Auftrieb, Nutzlasten und Betriebsstoffgewichte für Luftschiffe starren Systems.

Diesen durch den Brennstoffverbrauch hervorgerufenen Gasverlust zu vermeiden oder doch zu verringern, ist eine wesentliche Aufgabe für die Lösung der Luftschiffahrtsfrage in wirtschaftlichem Sinne.

Als Mittel zur Ballastgewinnung steht die Luft, das abblasende Wasserstoffgas und der Brennstoff selbst zur Verfügung.

Die Luft und die in ihr enthaltene Feuchtigkeit zur Ballastgewinnung heranzuziehen, ist wegen der hierzu notwendigen umfangreichen Maschinenanlage und des oft geringen Feuchtigkeitsgehaltes nicht möglich.

Bei der Verbrennung von Benzin und Benzol entstehen u. a. Kohlensäure und Wasser.

Diese Verbrennungsprodukte sollen auf ein Minimum des Volumens und auf normale Temperatur gebracht werden, um sie zur Gewichtsvermehrung benützen zu können.

Ohne die bekannten chemischen und thermodynamischen Vorgänge innerhalb des Motors während und nach dem Verbrennungsprozeß hier rechnerisch zu belegen, darf auf die normale Wärmebilanz eines Luftschiffmotors verwiesen werden:

25,75 vH nutzbare Arbeit,
24,50 » Kühlwasserverlust,
39,80 » Abgase,
3,50 » Strahlung,
6,45 » Reibung und Formänderungsverlust.

Aus 1 kg Brennstoff kann 0,69 bis 1,8 kg Verbrennungswasser je nach seiner Beschaffenheit errechnet werden (1 kg C_6H_{14} ergibt theoretisch 1,46 kg H_2O bei 15° und 1 at.); praktisch ist beim Schwanken des Luftüberschusses zwischen 10 vH und 20 vH mit einer Ausbeute von rd. 90 vH der theoretischen Verbrennungswassermenge zu erhoffen.

Die Berechnung einer Anlage zur Rückgewinnung des in den Auspuffgasen enthaltenen Wassers fußt auf den normalen Kühlerabmessungen.

Da der Kühlerwirkungsgrad bei zunehmender Geschwindigkeit des Fahrzeuges sinkt[1]), so wird durch eine vorgeschaltete Kühlerluftdüse der Stirnwiderstand verkleinert und die Luftgeschwindigkeit im Kühler verringert.

Der Schiffswiderstand W (Gleichung (3)) ist:

$$W = \frac{75 \cdot n \cdot K \cdot N}{v} = (\Sigma \zeta_w \cdot F \cdot + \Sigma \xi_w \cdot J^{2/3}) \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot v^2$$

wo η = Schiffswirkungsgrad,
K = Anzahl der Motore,
N = Leistung eines Motors in PS.

Die Stirnfläche F von normalen Wasserkühlern betrug bei verschiedenen Luftfahrzeugen, die mit demselben Motor von $N = 245$ PS Leistung ausgestattet waren, bei einem

Flugzeug mit $v = 50{,}0$ m/s Geschw. $F = 0{,}203$ m²,
Luftschiff » $v = 29{,}3$ » » $F = 0{,}600$ » ohne Düse,
» » $v = 34{,}6$ » » $F = 0{,}600$ » mit Düse.

Für die Kühlerstirnfläche wird:

$\zeta_w = 0{,}53$ bei 50 m/s Geschw.
$\zeta_w = 0{,}50$ » 35 » »
$\zeta_w = 0{,}495$ » 30 » »

Durch die Düse wird eine für den Kühlerwirkungsgrad günstige Geschwindigkeit im Kühler erzeugt.

Versuche mit Kühlerdüsen im Bug der Maschinengondeln haben gezeigt, daß durch sie der Kühlerwiderstand um 57 vH verringert wurde.

Um bei einem Luftschiffmotor 24,5 vH der gesamten Wärmemenge durch das Kühlwasser abzuführen, betrug der Anteil $\Sigma \zeta_{wK} \cdot F_K$ am Gesamtwiderstand bei 34,6 m/s Schiffsgeschwindigkeit mit Düsenkühlern:

$$\Sigma \zeta_{wK} \cdot F_K = 0{,}43 \cdot 0{,}50 \cdot 5 \cdot 0{,}60 = 0{,}646 \text{ m}^2.$$

Dabei wurden 24,5 vH des gesamten Wärmeinhaltes durch das Kühlwasser abgeführt.

Um die Auspuffgase rückzukühlen, müssen weitere 36,5 vH des Wärmeinhaltes durch Kühler abgeführt werden.

Für Gaskühler liegen Versuchswerte mit Düsen nicht vor.

Man setzt zunächst voraus — um nicht zu günstig zu rechnen —, daß für sie die Kühlerstirnfläche der vollen Schiffsgeschwindigkeit ausgesetzt werden muß und hat als Widerstandsanteil für den Gaskühler:

$$\Sigma \zeta_{wK} \cdot F_K = 0{,}50 \cdot 5 \cdot 0{,}60 \cdot \frac{0{,}365}{0{,}245} = 2{,}235 \text{ m}^2.$$

Es ist die Schiffsgeschwindigkeit v mit normalen Kühlern bei einem

$$(\Sigma \zeta_w \cdot F + \Sigma \xi_w \cdot J^{2/3}) = 12{,}75 \text{ m}^2$$

$$v^3 = \frac{75 \cdot 0{,}72 \cdot 5 \cdot 245}{12{,}75 \cdot 0{,}125} = 4140$$

$$v = 34{,}6 \text{ m/s}.$$

Für Schiffe mit direkt eingebauten Gaskühlern würde die Geschwindigkeit vg:

$$vg^3 = \frac{75 \cdot 0{,}71 \cdot 5 \cdot 245}{(12{,}75 + 2{,}235) \cdot 0{,}125} = 3480$$

$vg = 32{,}65$ m/s gegenüber
$v = 34{,}6$ m/s ohne Auspuffrückkühlung.

Durch Einbau eines Gaskühlers würde also die Schiffsgeschwindigkeit um 2 m/s verringert werden, ein Betrag, welcher durch Düsen wahrscheinlich auf 1,4 m/s gebracht werden könnte. Düsen bedingen natürlich ein Mehrgewicht, haben jedoch den großen Vorteil bei Temperatur- und Geschwindigkeitsdifferenzen durch Verwendung von stromlinienförmigen Düsenregulierungen den Widerstand auf einem Minimum zu halten.

4. Praktische Ausführungen gaben bis heute folgende Erfahrungen:

a) Ein Gaskühler mit rd. 2 m² Stirnfläche war ohne Düse in ein Schiff mit 20 m/s Geschw. eingebaut und lieferte rund 100 vH des verbrannten Benzingewichts.

Die Leistung war sehr gut, doch verrußen die dünnen Kanäle sehr bald und können während der Fahrt nicht gereinigt werden.

b) Um den Luftwiderstand zu verringern, wurde der Kühler in der Gondel als Rotor eingebaut und sollte sich seine Kühlerluft selbst zuführen. Bei direktem Antrieb des Rotors durch den Motor glaubte man Energie sparen zu können.

Nach einigen mißlungenen Versuchen entstand eine Ausführung, die 6 vH des verbrannten Benzingewichts als Wasser ablieferte. Dieser rotierende Auspuffkühler mit 20 PS Antriebsleistung war zu klein; die Kanäle, welche beträchtlich weiter waren als die des stationären Gaskühlers, verstopften sich nach einigen Stunden Betriebsdauer durch Ruß. Das Sammeln des herausgeschleuderten Wassers ist schwierig, da es im Luftzug des Rotors sofort wieder verdunstet.

Eine vergrößerte Anlage nimmt zuviel Platz in der Gondel in Anspruch.

c) Versuche, durch eingespritztes Wasser den Wasserdampf der Auspuffgase zur Kondensation zu bringen, sind im Gange und ergaben 60 vH des Benzingewichts als Wassergewinn.

Am meisten Aussicht auf Erfolg haben die Anordnungen a und c bei einem weiteren Ausbau. Mit einem Energieaufwand von maximal 20 vH der gesamten Motorleistung läßt sich ein günstig wirkender Ballastwassergewinner herstellen.

Die Versuche, die Kohlensäure zur Gewichtsvermehrung heranzuziehen, indem man etwa Kalkmilch in die Auspuffleitung einspritzt oder die Kohlensäure durch Kohle (Koks) absorbieren läßt, scheitern an der Unmöglichkeit, chemische Regenerationen während der Fahrt auszuführen.

(Schluß folgt.)

[1]) In Automotive Industries Bd. 15, S. 479 werden Versuche mit Flugzeug-Kühlern beschrieben, welche der amerikanische beratende Ausschuß für Luftfahrt beim Eichamt (Bureau of Standards) in Washington veranlaßte und bei welchen Stirnwiderstand, Durchflußwiderstand und Gewicht im Verhältnis zur Kühlerwirkung festgestellt wurde. Das Verhältnis von

$$\frac{\text{abgeführter Wärmeenergie}}{\text{aufgewendeter Leistung}}$$

schwankt bei Fahrzeuggeschwindigkeiten von
29,6 m/s von 27,5 bis 17
34 m/s von 22,5 bis 13
je nach der Kühlerart.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus dem „Nachrichtendienst" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Allgemeinen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Weltluftverkehr.

Regelmäßigkeit beim Luftverkehr. Die Frage, ob ein Flugzeug, das eine Geschwindigkeit von 160 km/h hat und zum Überfliegen der Strecke London—Paris höchstens 2½ h braucht, dauernd täglich seinen Dienst versehen kann, ist gelöst. Die Statistiken, die am Jahrestag der Inbetriebnahme der Strecke London—Paris aufgestellt wurden, rechtfertigen das Vertrauen auf die Zukunft des Handels-Luftverkehrs.

Von 1533 geplanten Flügen wrden 1444 ausgeführt. Man hatte bei Beginn mit einer Regelmäßigkeit von 80 vH gerechnet und eine von 94 vH erreicht. (l'Auto, Paris, 5. 9. 20.) ND. **37.**

Amerika.

Die amerikanische Luftpost befördert demnächst die Briefe zu dem gleichen Tarif wie die Eisenbahn.

Dieser Entschluß ist erst nach reiflicher Überlegung und auf Grund eingehender Erfahrungen gefaßt worden, die während eines ganzen Jahres die Möglichkeit dargetan haben, das finanzielle Ergebnis des Luftpostdienstes noch zu steigern. Die Post nach Seattle, San Francisko, Los Angeles und anderen Punkten der Pazifischen Küste, häufig 10000 Briefe täglich, erleidet, wenn sie nicht den Zug 8^{40} erreicht, eine sehr erhebliche Verspätung. Bei Beförderung mit der Luftpost würde ein Vorsprung von 24 h erreicht werden.

Die Verwaltung der amerikanischen Post trifft daher Anstalten, binnen kurzem auf der Strecke New York—Washington drei Flugzeuge einzustellen, die schneller sind als die bisher in Gebrauch befindlichen. Sie werden 18000 Briefe mit einer Geschwindigkeit von 245 km/h befördern. Auf der Linie New York—Chicago ist die Zahl der Postwagen bedeutend verringert worden, und ihr Ersatz durch Flugzeuge hat eine solche Kostenersparnis ergeben, daß die Kosten des Luftdienstes weit über das Doppelte hinausgedeckt sind. (»l'Entente«, Paris, 29. 8. 20.) ND. **37.**

In New York und Umgebung sollen 10 neue Flugstationen angelegt werden, von denen aus geologische Aufnahmen vom Flugzeug gemacht werden sollen. Die ungefähren Kosten für die Anfertigung der notwendigen photographischen. Karten werden auf 5 bis 10 Dollar pro Quadr.-Meile (2,59 km²) geschätzt. (»Flight«, 9. 9. 1920.) ND. **38.**

England.

In britischen Luftfahrtkreisen herrscht Erregung über die beträchtliche Preissteigerung von Betriebsstoffen. Benzin kostet jetzt 4 sh. 9½ d., Motorspiritus 4 sh. 7½ d. pro Gallone = 4,55 l. Das bedeutet eine Erhöhung von 17 vH des bisherigen Preises, der das Dreifache des Friedenspreises beträgt.

Eine gewisse Begründung hierfür wären die enorm hohen Transportkosten, aber trotzdem muß der Preis als unverhältnismäßig hoch angesehen werden, und es ist zu befürchten, daß dadurch die Zivilluftfahrt in Mitleidenschaft gezogen wird. (»Flight«, London, 2. 9. 1920.) ND. **37.**

Neuseeland. Errichtung eines Luftamtes. Das Kabinett hat die Errichtung eines Luftamtes für Neuseeland beschlossen. Vorsitzender ist Major-General E. W. Chaytor. Das Luftamt hat eine beratende Stellung und soll in engster Fühlung mit dem Air Ministry (Luftfahrtsministerium) in England arbeiten. (»The Aeroplane«. Nr. 8. London, 25. 8. 1920.) ND. **37.**

Finnland.

Die nördlichste Luftlinie der Welt. In Lappland ist jetzt auf der Strecke Porjurs—Suorvajaure ein regelmäßiger Luftverkehr eröffnet worden, der hoch über dem Polarkreis liegend die nördlichste Luftlinie der Welt darstellt. Porjurs ist Sitz des großen staatlichen Kraftwerkes, von dem die vor etlichen Jahren elektrisierte schwedische Reichsgrenzbahn den nötigen Strom erhält. Suorvajaure liegt etwa 100 km nordwestlich von Porjurs in ödem Gebiet ohne jede Verkehrsverbindung. Da bei Suorvajaure große Wasserregulierungsarbeiten ausgeführt werden sollen, ist als einziges Mittel, einen Verkehr zwischen Porjurs und dem genannten Ort zu ermöglichen, der Luftdienst eingerichtet worden. Er bringt hauptsächlich Post, Ingenieure, Betriebsleiter, Ärzte usw., aber auch Arbeiter, Baumaterial und Lebensmittel hin und her. (»Neue Züricher Ztg.«, Zürich, 2. 9. 1920.) ND. **37.**

Frankreich.

Die **Organisation des französischen Reichsluftamtes** umfaßt:

1 »chef de service«,
2 Bureauvorsteher,
2 stellvertretende Bureauvorsteher,
3 Hauptschriftführer oder Schriftführer,
1 Kassenverwalter,
1 Chef des inneren Dienstes,
2 Verwaltungs- oder Rechnungsbeamte,
1 Bibliothekar oder Archivar,
2 Hauptexpedienten oder Expedienten,
4 Stellen für Beamte des inneren Dienstes.

(»l'Auto«, Paris, 25. 8. 1920.) ND. **37.**

Lloyds Luftfahrt-Register. Die Versicherungsgesellschaft Lloyds veröffentlicht folgenden offiziellen Bericht:

»Nachdem die Gesellschaft Lloyds die wachsende Bedeutung der Luftfahrtversicherungen erkannt hat, gründete sie vor einiger Zeit einen Unterausschuß für Luftfahrt mit einer technischen Kommission. Zivile Luftfahrtunternehmungen werden durch zweckentsprechende Versicherungserleichterungen in weitgehendem Maße unterstützt, wenn gewisse wichtige Informationen in leicht zugänglicher Form erteilt und gesammelt würden. Daher ist die Einrichtung eines ‚Lloyd's Aviation Record' (Lloyds Luftfahrt-Register) beschlossen worden. Der erste Teil dieses Registers wird in Kürze den Interessenten zugesandt werden; er enthält Einzelheiten über Luftfahrzeuge und -führer. Weitere Berichte über technisches Personal, Flug- und Wasserungsplätze, Flugstrecken, ausländische Gesetze usw. werden folgen. Das Register soll international geführt werden, zu diesem Zwecke werden auch Luftfahrtagenten ins Ausland entsandt. Alle diejenigen, die Informationen durch dieses Register wünschen, müssen einen bestimmten Beitrag zeichnen.

Die Kommission beabsichtigt, durch die Einführung dieses ‚Lloyds Aviation Record' Erleichterungen für Baufirmen, Luftverkehrsgesellschaften und Versicherungsgesellschaften zu schaffen und die Zivilluftfahrt zu fördern.

Es sollen Maßnahmen ergriffen werden, daß in den für die Führung der Berichte verantwortlichen Kommissionen die verschiedenen Interessenten gleichmäßig vertreten werden.

Flugzeugführer und Luftfahrzeugbesitzer, die in Lloyds Aviation Aufnahme wünschen, können Anmeldeformulare beim Sekretär von ‚Lloyd's Royal Exchange', London E. C. 3, erhalten. Die Eintragung ist kostenfrei.« (»Flight«, London, Nr. 610, 2. 9. 1920.) ND. **37.**

Verkehr auf dem Flugplatz le Bourget im August 1920 war nach offizieller Mitteilung der S. N. Ae. folgender:

Vom 1. bis 10. August	312 Reisende	2262,9 t Waren
» 10. » 20. »	363 »	2664,0 » »
» 20. » 31. »	419 »	2848,5 » »
insgesamt	1094 Reisende	7775,4 t Waren.

(»l'Auto«, Paris, 11. 9. 20.) ND. **38.**

Die **»Companie Aérienne Française«** hat in der letzten Zeit Sonntag Vormittags-Flüge über Paris veranstaltet und beabsichtigt, da sie großen Anklang gefunden hat, diese Flüge auch weiterhin auszuführen. (»l'Auto«, Paris, 7. 9. 1920.) ND. **38.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die Nr. am Schluß bezieht sich auf die »Technischen Flugnachrichten« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr. Die Nutzlast der Staakener R-Flugzeuge betrug je nach der Ausführung 3 bis 4,5 t. Militärische Einbauten wogen etwa 0,5 t. Maschinenanlage dezentral. Dagegen sind alle anderen deutschen Riesenflugzeuge mit zentraler Motorenanlage gebaut. Bei AEG, Siemens-Schuckert und Linke-Hofmann arbeiteten vier Motoren auf ein gemeinsames Getriebe. Bei den Fabrikaten der Deutschen Flugzeugwerke treiben die Motoren mittels Getriebe, ohne miteinander verbunden zu sein, je eine Luftschraube. Bei den Dornier-Flugbooten liegen in der Mitte zwischen Tragflügel und Boot je zwei Gondeln mit je zwei voneinander unabhängigen Motoren.

Das Zusammenfassen der Motoren in einen Raum bringt je nach den Einzelheiten bessere Überwachungsmöglichkeiten und verlangt größere Festigkeit. Das Trägheitsmoment wird bei zentraler Anordnung bestenfalls 5 vH kleiner. Das Riesenflugzeug reagiert bedeutend langsamer auf Steuerausschläge als kleine Flugzeuge und ist weniger empfindlich gegen Böen, denn das Trägheitsmoment nimmt mit der vierten Potenz der Spannweite zu. Die Ersparnis an Flügelgewicht durch dezentrale Motorenanlage beträgt etwa 1 bis 2 vH. Die Reisenden sind bei letzterer vor Belästigung durch Maschinenlärm, Erschütterungen und Öldampf bedeutend besser geschützt. Die Brandgefahr wird vermindert. Bei zentraler Anordnung braucht man zwei Kegelradübersetzungen, die Wirkungsgradverlust (etwa 3 vH) und Mehrgewicht verursachen. Sind die Motoren untereinander durch Kupplung verbunden, erhöht diese auch noch das Gewicht. Zusammen mit freitragenden Flügeln ist die dezentrale Motoranlage die der Zukunft. Am meisten hindert das Fahrgestell eine Vergrößerung. Man hat meistens 2 bis 4 Räder nebeneinander auf eine Achse gesteckt; die Linke-Hofmannwerke haben die Raddurchmesser vergrößert. Das Seeflugzeug ist aber günstiger daran. Die Rechnung zeigt, daß die Brauchbarkeit der Riesenflugzeuge am meisten durch Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften und Erhöhung der Geschwindigkeit erhöht werden kann. Bei Verdoppelung der Maschinenleistung kann man doppelt soviel Reisende mitnehmen. Jedoch werden diese Verhältnisse, je größer die Flugstrecke, um so ungünstiger.

Ein Ausweg erscheint der Einbau von Vorverdichtern und Fliegen in großer Höhe. Bei einer Steiggeschwindigkeit von 2 m/s braucht das Flugzeug 200 km Flugweg, bis es die Höhe erreicht hat. Daher kommt dieser Ausweg bei ganz großen Flugstrecken in Betracht. Aber man kann die in großer Höhe vorhandenen schnellen Winde besser ausnutzen. Die Sicherheit wird durch Unterteilung des Triebwerkes vergrößert. Man kann damit rechnen, daß ein Riesenflugzeug etwa bei jeder zweiten Notlandung Bruch macht, ein Kleinflugzeug dagegen erst bei jeder zehnten Notlandung. Für Riesenflugzeuge kommen die Luftschiffe als einzige Konkurrenz in Frage. Sie tragen mit einer etwas größeren Geschwindigkeit bedeutendere Nutzlasten bei geringerem Brennstoffverbrauch. Aber sie sind nicht dauernd dienstbereit und benötigen sehr große Hallen und Flugplätze. Im Luftverkehr werden Mehrmotorenflugzeuge für Flugstrecken von 500—1000—1500 km herangezogen werden.

In der Aussprache weist Stumpf auf die guten Erfahrungen der Linke-Hofmannwerke mit ihren zweirädrigen Zentralfahrgestellen hin. Es müssen aber die vier Knotenpunkte im Rumpf so ausgebildet sein, daß alle großen Lasten möglichst unmittelbar auf diese wirken. — A. Baumann, Beihefte der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Bd. 1, September 1920, S. 32/42 (21 Sp., 1 Zahlentafel). Hn. **3804.**

Flugzeugbau. Die Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit. Teil I. Vollseefähige Flugzeuge müssen Seegang 4—5 (2 bis 3 m Wellenhöhe), teilweise seefähige Seegang 2—3 aushalten können. Die deutsche Marine verlangte eine Startdauer von 25 s. Ab- und Anwassern möglichst genau gegen den Wind. Mit Holzschwimmern betrug die Landegeschwindigkeit bei Seegang 3—4, höchstens 80 km/h, bei Metallschwimmern und Seegang 3 bis zu 90 km/h. Um das Rollen mit Seitenwind zu prüfen, mußte jedes Flugzeug bei Seegang 3 oder 4 Achten fahren. Beim Treiben muß die Maschine die Nase im Wind behalten können.

Für die Dauer des Starts ist die Leistungsbelastung und Bodenform des Schwimmers ausschlaggebend. Die Zahl der Stufen richtet sich nach Länge und Breite des Schwimmers. Aus der Erfahrung ergibt sich, daß 1 t/m Stufenkante das größtmögliche ist. Bei Flugbooten und Einstufenschwimmern wurde dieser Wert jedoch überschritten. Die Stufen sind so zu verteilen, daß das Flugzeug ohne Betätigung des Höhenruders abwassert. Der Bug wird stets flach und nicht gekielt gehalten. Um ein sicheres Treiben zu gewährleisten, war für jeden Schwimmer ein Auftrieb gleich dem 1,15fachen Fluggewicht vorgeschrieben. Für das Treiben quer zum Wind ist die Entfernung der Schwimmer voneinander maßgebend. Das Dornier-Flugboot mit 1000 PS konnte bei Seegang 3 mit Seitenwind sicher treiben. — M. Hering, Beihefte der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Bd. 1, September 1920, S. 81/83 (5 Sp., o. Abb.). Hn. **3805.**

Flugzeugbau. Vorschrift für Wasserlandzweisitzer in der amerikanischen Marine. Das Flugzeug ist so zu entwerfen, daß es durch Wechseln des Fahr- oder Schwimmgestelles in ein See- oder Landflugzeug jederzeit umgebaut werden kann. Am Rumpf dürfen dazu keine Änderungen nötig werden. Kein Flugboot. Ein Profil mit hohem Auftrieb ist zu verwenden (A hight lift wing section. Gemeint ist wohl ein dickes Profil. Der Ber.). Die Spannweite darf 12,1 m nicht überschreiten. Gewünscht wird 580 kg Nutzlast. Geschwindigkeitsbereich 72/144 km/h. Steigzeit auf 1,5 km 7 Min. — Aviation, 1. Juni 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 14. September 1920, S. 750, S. 1199. Hn. **3806.**

Flugzeugbeschreibung Das Westland-Reiseflugzeug trägt fünf Passagiere, hat verstellbare Höhenflosse, mit dem Auspuff verbundene Heizvorrichtung und einen 450 PS Napier-Lion. Gesamtgewicht 2,49 t. Fläche 66,7 m². Spannweite oben und unten 16,4 m. Seitenverhältnis oben und unten 1 : 7,7. Länge 10,2 m. Flügelabstand 2,14 m. Staffelung 0,23 m. Einstellwinkel 2,75°. Pfeilform 2,5°. Höhenflosse 3,68 m² (= 0,0553 F). Höhenruder 2,77 m² (= 0,0415 F). Seitenflosse 0,90 m² (= 0,0138 F). Seitenruder 1,45 m² (= 0,0217 F). Nutzlast 313 kg Benzin, 36,2 kg Öl, 45 kg Wasser. Fünf Reisende oder Post mit dem Führer 545 kg, zusammen 0,94 t (38 vH). Flächenbelastung 37,4 kg/m². Leistungsbelastung 5,54 kg/PS. — Aeronautics, 12. August 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, S. 750, S. 1219. Hn. **3901.**

Flugzeugbeschreibung. Das Lincoln-Normal-Flugzeug hat einen 150 bis 180 PS-Hispano-Suiza mit Bugkühler. Führersitz hinten. Zwei Reisende nebeneinander vorn. Holzdrahtboot. Spannweite 9,7 m. Seitenverhältnis 1 : 5,34. Flügelabstand 1,79 m. Profil RAF 3. Fläche 32,2 m². Zweistielige normale Verspannung. Zwei Querruder zusammen 1,66 m² (= 0,097 F). Benzinförderung durch Druck. Mittlere Kühlwassertemperatur 85° C. Luftschraube 2,53 m Durchmesser und 1650 U/min. Geschwindigkeit höchstens 170 km/h, im Sparflug 153 km/h und beim Landen 73 km/h. Steigzeit auf 1,6 km 10 min. Flächenbelastung 5,77 kg/PS. Gesamtgewicht 0,98 t. Nutzlast 0,33 kg (33 vH). — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 9. August 1920, S. 740/750 (6 Sp., 4 Abb.). Hn. **3902.**

Flugzeugbeschreibung. Das Saunders-»Kittiwake«-Wasserlandflugzeug ist ein Flugboot mit einem mannshohen Rumpf zur Aufnahme der Reisenden auf dem Bootskörper. Das Oberdeck liegt auf diesem. Je vier J-Stiele. An den inneren je ein 200 PS-ABC-Wasp II. Eine Verspannungsebene. Keine Staffelung. Verstellbares Flügelprofil. Höhenflosse wird mit ersterem zwangläufig mit verstellt. Die vorderen und hinteren Teile der Rippen sind aus Duralumin und an einem den Holm entlang laufenden Rohr befestigt. Bespannung Consuta-Zeder-Holz. Größter Auftriebsbeiwert nach Modellversuchen 160. Geschwindigkeitsbereich 169 bis 176/68 km/h. Die Stiele sind auch aus Consuta-Zeder mit Längs- und Querrippen. Das Querruder ist zwischen den Tragflügeln an den Stielen befestigt. Zwei Stützschwimmer am Unterflügel. Sporn und Wasserruder sind miteinander vereint. Zwei Anlaufräder unten im Boot. Zwei Stufen. Gleitboden V-förmig aus Consuta-Mahagoni. Im übrigen bestehen Boot und Rumpf aus 3facher Consuta. Die Motorstiele sind aus Duralumin. Hinter den Motoren die Ölgefäße. Benzinbehälter im Oberdeck. — Flight, Bd. 12, 9. September 1920 (8 Sp., 10 Abb.). Hn. **3903.**

Lichtbildwesen. Die Luftphotographie ist ein wichtiges Anwendungsgebiet der Flugzeuge auch im Frieden, vor allem für unerforschte Länder. Wirtschaftlich ist sie jedoch nur für hinreichend große Länder. Die Flughöhe muß mit Rücksicht auf die Einzelheiten gering sein, z. B. 2 km, dann ergibt eine 25 cm-Kammer mit 13 × 18-Platten Geländestücke von 1 × 1,4 km mit 7700facher Verkleinerung. Bei 0,50 m Brennweite (Maßstab 1 : 4000) sind für ein Departement von 7000 km² mindestens 40000 Aufnahmen nötig, selbst bei 1,20 Brennweite noch 16000.

In vielen Gegenden hindern die Regenzeiten die Aufnahme. Die Augenhöhe des Geländes ist des Maßstabes wegen zu beachten. Die Achse der Bildkammer muß genau nach unten gerichtet sein. Das Gelände ist in Streifen abzufliegen und der Weg genau einzuhalten. Die Einzelaufnahmen dürfen sich nicht zu stark überdecken,



Während des Krieges wurden, mit Platten 13 × 18 oder 18 × 24, nicht die Teleobjektive, sondern die langen Brennweiten ausgebildet, da erstere für die Beleuchtungszeiten von 1/200 bis 1/700 s nicht lichtstark genug waren. (Beschreibung der deutschen Lichtbildkammern von 0,25, 0,50, 0,70 und 1,20 Brennweite.) — Jean-Abel Lefranc, L'Aerophile, Bd. 28, 1./15. Juli 1920, S. 204/208 (8½ Sp., 2 Skizzen, 4 Lichtbilder deutscher Apparate, 2 Zahlentaf., Fortsetzung folgt). E. **3909.**

Literatur. Fachausdrücke in den Technischen Berichten (Übersetzung der Fachausdrücke auf den Umschlagseiten der TB ins Englische. — Aeronautics, Bd. 18, 22. April 1920, S. 330/331 (2⅔ Sp., o. Abb.). Hn. **3733.**

Luftschiffberechnung. Helium für Ballone hat 85,8 vH des Auftriebes von Wasserstoffgas. Ganz reines Helium dagegen 92,6 vH. 90 Teile Helium und 10 Teile Stickstoff tragen 83,7 vH. Dieses, das leichteste Edelgas, kommt in der Luft, Gewichtsanteil 0,000050 vH in Mineralien und Naturgasen vor. Es ist farb- und geruchlos. 1 m³ wiegt 0,140 kg bei 0° C und 760 mm. Atomgewicht 3,99. Siedepunkt —268,5° C. Kritischer Druck 2,75 at. Spez. Gewicht von flüssigem Helium 0,122. Die Durchlässigkeit von gummiertem Stoff für Helium ist 65 vH der für Wasserstoffgas, bei Goldschlägerhaut aber 150 vH. Es können, ohne daß eine Zündung möglich wird, 15 vH Wasserstoffgas zugegeben werden. Helium greift die Ballonstoffe nicht an, geht mit anderen Körpern keine Verbindungen ein und ist unbrennbar. — Aeronautics, Bd. 18, 22. April 1920, S. 333 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **3734.**

Luftschiffberechnung. Der Auftrieb von Wasserstoffgas hängt ab von der Reinheit des Gases und der Temperatur, auch der Feuchtigkeit (Faustformel). — P. L. Teed, Aviation, 15. Mai 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 3. August 1920, S. 652, 1168. Hn. **3735.**

Luftschiffbeschreibung. Luftschiffe und ihre Leistungsfähigkeit. Das Schütte-Lanz-Luftschiff von 56000 m³ hat 198,3 m Länge, 23 m Größtdmr, fünf 240 PS-Motoren, 27,5 t Tragfähigkeit und 28 m/s oder 100 km/h Geschwindigkeit, 19 Hauptringe aus knick- und biegungsfesten Stäben in je etwa 10 m Abstand, durch Radialdrähte verspannt. Zwischen den Hauptringen unverspannte Zwischenringe, die die freie Länge der Längsträger verringern sollen. Neben den Flossen am Heck ist der mittlere Laufgang hervorzuheben, der 37 Wasserballast und Brennstoffe aufnehmen kann. Die im wesentlichen zylindrischen Zellen sind unten, der Form des Laufganges entsprechend, ausgespart und mit ihren Sicherheitsventilen an Schächte angeschlossen, die das Gas ins Freie ableiten. Die Bedeutung der Schütte-Lanz-Luftschiffe ist in ihrer Beteiligung an der Weiterentwicklung der Zeppelinschen Starrluftschiffe zu erblicken, wozu sie beigetragen haben durch die günstige Form geringsten Widerstandes, die einfachen Flossen, die unstarre Gondelaufhängung, die Lagerung der Luftschrauben unmittelbar auf den Gondeln mit Stirnräderantrieb, den innenliegenden Laufgang, die seitlichen Motorengondeln, die Gasabführung durch Schächte nach dem First.

Gewichtsverteilung:

Holzgerippe mit Verspannung	12,90 t
Zellen	3,38 »
Außenhülle	1,87 »
Flossen, Ruder und Steuerleitung	1,07 »
Maschinengondeln und Führergondel	1,86 »
Sicherheits- und Manövrierventile	0,34 »
Motoren und Hilfsmaschinenanlage	4,54 »
Benzinbehälter und Leitungen	0,48 »
Ballastsäcke	0,35 »
verschiedenes (Gondelaufhängeseile, Ankerseile, Steuerung, Beleuchtung und funktelegraphische Einrichtung)	1,03 »
zusammen	27,82 t

— D. Rühl (Vortrag vor der Abteilung für Schiffs- und Maschinenbau des Koninklijk Institut van Ingenieurs, Amsterdam), De Ingenieur, Bd. 35, 19. Juni 1920, S. 438/454 (23 Abb.). Hr. **3516.**

Luftschiffbeschreibung. Das Zeppelin-Luftschiff L 72 ist jetzt nach Maubeuge gebracht worden. Der Flug fand mit einer mittleren Geschwindigkeit von 120 km/h in 1,5 km Höhe statt. Schiffslänge 226 m, Durchmesser 26,6 m. 68500 m³ Gasinhalt mit einem Höchstauftrieb von 80 t. Sechs Gondeln, zwei in der Längsachse, davon eine vorn und eine hinten. Vier Gondeln mit 250 bis 300 PS-Maybachmotoren und einer Druckschraube. Gesamtleistung 1500 bis 1800 PS und 130 km/h. In der vorderen Gondel ist der Führerstand und Platz für den Kommandanten. — L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Juli 1920, S. 196/198 (5¾ Sp., 7 Abb.). Hn. **3736.**

Luftschiffbeschreibung. Das neue englische Starrluftschiff R 80 ist 162 m lang. 35000 m³ Gasinhalt. 46 vH verfügbarer Auftrieb. Querschnitt: Vieleck mit 21 Seiten und 21 m Durchmesser. Größte Höhe 26 m. Insgesamt 1000 PS und 99 km/h Höchstsowie 76 km/h Normalfluggeschwindigkeit. Flugweite bei der letzteren 9700 km. Gewicht von Besatzung und Ballast 38 t, Brennstoff und Nutzlast 14 t. Gipfelhöhe 5,2 km. Das Schiff hat gute Stromlinienform. 11 Hauptlängs- und 10 Zwischenträger. 14 verspannte Ringe. 10 m lange Gaszellen. Alle Gitterträger haben dreieckigen Querschnitt. Die vordere Gondel trägt zwei Motoren, eine Druckschraube und die Besatzung. Der Laufgang liegt im Rumpf. Hinten rechts und links je eine Motorgondel. Alle drei sind durch Schächte mit dem inneren Laufgang verbunden. Eine M. G.-Plattform auf dem First. Die drei Gondeln haben den Querschnitt eines regelmäßigen Vielecks und Stromlinienform. Sie sind aus Duralumin-I-Trägern mit erleichtertem Steg gebaut. Die beiden hinteren hängen an demselben Rahmen. Sie haben in der Nähe der Motoren Asbestbekleidung und außen Stoffbespannung. Alle Steuerzüge laufen durch den Kiel. Dort sind auch die Benzingefäße. Der größte Ruderausschlag beträgt 40°, dazu sind 12 Umdrehungen am Handrad nötig. Vier Wolseley-Motoren mit 230 PS Bremsleistung bei 1400 U/min. Die beiden vorderen Motoren haben je eine Scheibenkupplung und treiben mittelst Stirnrad die gemeinsame Luftschraube. Untersetzung 17:45. In den Gondeln direkter Antrieb und Umsteuervorrichtung. Jeder Motor hat einen einziehbaren Kühler mit 50 l Inhalt. Kein Reserve-Wasserbehälter. Der Auspuffsammler ist wassergekühlt. Die vordere Luftschraube läuft mit 530 U/min, 6 m Durchmesser. Die in den Motorengondeln haben 3,1 m Durchmmeser und laufen mit 1400 U/min. Für jeden Motor ein mit Kühlwasser geheizter Ölbehälter in der Gondel. Ein Generator je Gondel mit 12 Ampere bei 12 Volt Spannung. Bei Sturm wird das Schiff mit der Spitze an einem Mast befestigt. — Flight, Bd. 12, 26. August und 2. September 1920, S. 926/929 und 953/959 (32 Sp., 27 Abb.). Hn. **3911.**

Luftschraubenbau. Über Luftschrauben mit verstellbarer Steigung. Um beim Steigen den Motor voll ausnutzen zu können, ist eine verstellbare Luftschraube nicht nötig. Man kann dann eine Luftschraube mit geringer Drehzahländerung und wenigen Übertouren beim Horizontalflug verwenden. Motoren, deren Leistung mehr abnimmt, als der zunehmenden Höhe entspricht, kann man mit einer Luftschraube betreiben, die unten etwas gedrosselt wird und oben bei Vollgas das Drehmoment richtig aufnimmt. Erst wenn die Geschwindigkeit sich so weit ändert, daß Arbeitswinkel von 8 bis 10° entstehen, ist eine Luftschraube mit verstellbarer Steigung berechtigt. Höhenmotoren, die eine bis etwa 4 km gleichbleibende Leistung haben, benötigen auch keine Verstellschraube, denn man kann sie in Bodennähe nicht dauernd mit der Spitzenleistung laufen lassen. Der Wirkungsgrad wird in diesem Falle durch sie auch nicht verbessert, und vom motortechnischen Standpunkt aus liegen keine großen Bedenken vor, die Verstellschraube zu sparen. — Bork, Luftfahrt, Bd. 24, August 1920, S. 119/120 (2⅓ Sp., o. Abb.). Hn. **3738.**

Luftschraubenberechnung. Das Verfahren von Drzewiecki und die mit der Treibschraubentheorie abgeleiteten Verfahren (Il metodi di Drzewiecki e i metodi da esso derivati per le teoria dell elica propulsiva). Zur Berechnung von Schub, Drehmoment und Wirkungsgrad hat Drzewiecki ein zeichnerisches Verfahren angegeben, das auf einer Integration der Luftkräfte an den einzelnen Elementen des Flügelblattes beruht. (Ausführliche Darstellung des Verfahrens.) Wesentlich für den praktisch wichtigen Fall veränderlicher Blattbreite wird der Schraubenflügel durch einen solchen von gleichbleibender Blattbreite ersetzt. Rosatelli berücksichtigt die von der Spitze bis zur Wurzel hin abnehmende aerodynamische Güte des Schraubenflügelprofils. Auch wird eine mittlere Blattbreite zugrundegelegt. Der Wirkungsgrad ergibt sich gleich dem des Querschnittes in einem Achsenabstand gleich 0,577 Halbmessern (»kennzeichnender Querschnitt«). Pillard berücksichtigt besonders die Veränderlichkeit der Blattbreite und berechnet mit einem mittleren Auftriebsbeiwert und einer mittleren Gleitzahl, die er nach dem Anstellwinkel in ¾ Halbmesser ermittelt. Die Größe der Beiwerte wird durch Vergleich mit Versuchen, z. B. mit denen von Durand, bestimmt. Für den größten Wirkungsgrad ergeben sich aus dem Ansatz von Drzewiecki verschiedene Werte, je nachdem man den Fortschrittsgrad, die Gestalt der Schraube oder Leistung, Drehzahl und Geschwindigkeit als gegeben ansieht. In den beiden ersten Fällen entspricht der Größtwert einem kleineren, im letzteren Fall einem größeren Anstellwinkel als dem der besten Gleitzahl. Nur für das Maximum der Größtwerte stimmen die drei Wirkungsgrade überein. — Enrico Pistolesi, L'Aeronautica, Bd. 3 (früher L'Aeronauta), März 1920, S. 36/47 (22½ Sp., 4 Zeichn., 2 Tafeln mit Schaulinien). E. **3517.**

Luftschraubenbeschreibung. Micarta-Luftschrauben werden aus »Bakelite« hergestellt. Dieses ist harzartig und weich. Längere Zeit Druck und Hitze unterworfen, wird es glasähnlich hart und brennt erst über 300 bis 400° C. Säuren greifen es leicht an. Durch



Einlegen von Drähten in die Eintrittskante von Luftschrauben wurde der Schwerpunkt nach vorn verlegt, und die Blätter stellten sich von selbst ein. Zur Herstellung werden 5 bis 6 Bogen Papier oder Stoff mit Bakelite getränkt und 175 solcher Pappen in die Form der Luftschraube gepreßt. Festigkeitsversuche ergaben gute Resultate. Ebenso zeigte es sich, daß Wasser- und Sandbespritzung geringeren Einfluß als bei Holz hat. Das Gewicht ist etwas höher als das von Holzschrauben. — Aeronautics, Bd. 18, 27. Mai 1920, S. 418/419 (3½ Sp., o. Abb.). Auch Automotive Industries, Bd. 42, 17. Juni 1920, S. 1407 (2 Sp., o. Abb.). Hn. **3739.**

Materialkunde. Durchlässigkeit von Gummi für Gase. Die Durchlässigkeit wird in Litern auf 1 m² in 24 Stunden ausgedrückt, auf 25° C Temperatur der Gummischicht und einen einseitigen Überdruck von 30 mm Wassersäule bezogen. Zur Messung der Durchlässigkeit wurde eine gleichförmig erwärmte Zelle, zwischen deren beiden Teilen die Stoffprobe gespannt gehalten wird, verwendet. Die Durchlässigkeit gegenüber anderen Gasen wird auf Wasserstoff bezogen.

Ergebnisse: Zunächst zeigt sich, daß das Altern von Kautschuk in dünnen Schichten, das mit einer Abnahme des Gesamtgehaltes an Schwefel zusammenfällt, die Durchlässigkeit vermindert, und daß man eine ähnliche Wirkung auch durch gewisse Füllmittel, wie Paraffin oder Leim, erzielen kann. Mit zunehmendem Druck steigert sich die Durchlässigkeit annähernd proportional, während sie mit größer werdender Dicke der Stoffprobe abnimmt.

Wichtig ist auch, insbesondere für Gummistoffe von Gasmasken, die Frage, wie lange ein Gegebenes braucht, um überhaupt durch den Stoff zu dringen. Untersuchungen mit Wasserstoff zeigten, daß hierzu weniger als eine Minute erforderlich ist, wobei auch das Nacheilen der Meßvorrichtung eingerechnet ist. Von Einfluß ist auch die Temperatur. Die Messungen hierüber mit Hilfe einer Zelle mit geheiztem Wassermantel ergeben Kurven, die bei Kohlensäure bald in Geraden übergehen. — J. D. Fowards und S. F. Pickering, Chemical and Metallurgical Engineering, Bd. 23, 7. Juli 1920, S. 17/21 (6½ Sp., 7 Abb.). Hn. **3740.**

Materialkunde. Aluminium für die Luftschiffahrt. Es empfiehlt sich nicht, die Festigkeit von Aluminium durch Kaltwalzen zu erhöhen, da dieser Zustand unter dem Einfluß von Erschütterungen nicht beständig ist. Löten ist unvorteilhaft. — L'Aéronautique, Bd. 1, 1. Nov. 1919, berichtet durch Gerard, Der Motorwagen, Bd. 23, 10. Aug. 1920, S. 406 (²/₃ Sp., o. Abb.). Hn. **3741.**

Meßgerätekunde. Bemerkungen zur Theorie der Beschleunigungsmesser (Notes on the theory of the accelerometer). Für Flugzeuge wurden (in Amerika) zwei Arten Beschleunigungsmesser vorgeschlagen, solche mit einem einzigen durchbiegenden Gliede, wie das Gerät der Königlichen Flugzeugwerft (RAE, halbkreisförmiger Glasfaden) und des amerikanischen Landesbeirats (Stahlblattfeder) und solche mit einer Anzahl von Kölbchen, die durch Federn verschiedener Stärke oder verschiedener Belastung gehalten werden und stufenweise ansprechen, wie das Gerät von Zahm. Die Anzeige sämtlicher Geräte wird gefälscht durch Drehbeschleunigungsmesser, falls der Beschleunigungsmesser außerhalb des Schwerpunktes sitzt, die erstere Art auch durch seitlich fortschreitende Beschleunigungen und durch Winkelbeschleunigungen des im Schwerpunkte befestigten Gerätes. Die Berechnung für eine Blattfeder mit gleichförmig verteilter und für eine andere mit am Ende vereinigter Last (die Verhältnisse beim wirklichen Gerät liegen ungefähr in der Mitte) ergibt z. B. bei der Längsverzögerung des Flugzeuges im Schleifenflug von der doppelten Erdbeschleunigung, falls die Querbeschleunigung gleich der einfachen Erdbeschleunigung ist, einen Fehler von etwa $^1/_4$ Erdbeschleunigung. Die Meßgenauigkeit beträgt dadurch etwa $^1/_{10}$ Erdbeschleunigung.

Der Einfluß von Winkelbeschleunigungen ist wesentlich geringer, vor allem bei den sehr kurzen Federn des RAE-Gerätes, und läßt sich zudem noch ausgleichen, wenn ungefähr das freie Ende der Feder mit dem Flugzeugschwerpunkt übereinstimmt.

Die Untersuchung der Schleifenflüge ergab als größte Winkelbeschleunigung $6{,}5\ s^{-2}$, die Winkelgeschwindigkeit beim Rollen beträgt $1{,}5\ s^{-1}$. (Ein folgender Aufsatz soll die Dynamik der Beschleunigungsmesser behandeln.) — E. P. Warner, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 26. Juli 1920, S. 681/682 (6 Sp., o. Abb.). E. **3914.**

Meßgerätekunde. Die Prüfung von Fahrzeug- und Flugmotoren. Die Leistung von größeren Antriebsmaschinen läßt sich durch Torsionsindikatoren, die die Verdrehung der Welle elektrisch feststellen, messen. Für das Flugzeug kommt die Bendemannsche Meßnabe in Frage. Auf dem Stand mißt man die Leistung mit Pendelrahmen. Die zum Flugmotorenwettbewerb in Adlershof verwendete Bauart wurde später durch eine einfachere ersetzt. Um das Verhalten der Motoren im Flug zu prüfen, stellte man Unterdruckkammern her, in denen die Luft der Höhe entsprechend verdünnt, aber nicht abgekühlt wurde. In Adlershof hat man indirekte Beobachtung vorgezogen und einen Stand gebaut, in dem der Motor auf einem Wagen in einen Kessel geschoben und während des Laufes bei Unterdruck von außen beobachtet wird. Man kann auch einen gewöhnlichen Prüfstand zum Höhenprüfstand ausbauen, dadurch, daß man den Motor in einen Behälter mit drosselbarer Öffnung setzt und die Abgase wegsaugt. Für Fahrzeugmotoren bietet das Abbremsen mittels Bremsflügel gegenüber dem mit elektrischen oder Wasserbremsen gewisse Vorteile. — K. F. Nägele, Automobil- und Flugverkehr, Bd. 1, 24. November 1919, S. 284/285; Bd. 2, Juli/August 1920, S. 590/593 (8¾ Sp., 16 Abb.) Hn. **3915.**

Motorbau. Die Flugmotoren, ihre Entwicklung während des großen Krieges (Les moteurs d'aviation, leur évolution pendant la grande guerre). 1914 verfügte Frankreich über drei Arten Standmotoren (Salmson 85 und 130 PS, Renault 70 PS und vier Arten Umlaufmotoren (Gnome 80 PS, Rhone 60 und 80 PS, Clerget 80 PS), 1917/18 waren zwölf Stand- und fünf Umlaufmotorenbauarten vorhanden. Die Entwicklung betrifft insbesondere den Übergang zur Wasserkühlung bei den Standmotoren, von denen die wichtigsten der Hispano-Suiza und der Renault, beide mit obenliegender Steuerung, waren. Daneben machten Stahlbereitung, Verwendung von Stahl für die Zylinder, Anwendung von Aluminium und seinen Legierungen, insbesondere für die Kolben, Fortschritte; die Verwendung von Duralumin und Aluminiumbronzen für wichtigere Motorteile wurde wenigstens erwogen. Betrieblicher Fortschritt: Anpassung der Motoren an die Höhe durch gewisse Änderungen an den Claudel- und Zenith-Vergasern, Verbesserung des Motorwirkungsgrades durch vereinfachte Steuerung, wie beim Hispano-Suiza, und vorteilhaftere Gestaltung der Zylinder.

Vergleich der Entwicklung mit der in Deutschland (dabei kommt natürlich Deutschland schlecht weg!):

Im Jahre		1914	1915	1916	1917	1918	1919
Mittlere Leistung,	Frankreich	80	150	250	300	450	600
PS	Deutschland	100	160	220	260	300	—
Einheitsgewicht,	Frankreich	2,6	—	1,9	—	1,3	1,23
kg/PS	Deutschland	2,6	—	2,0	—	1,88	—

Martinot-Lagarde, Mémoires de la société des ingénieurs civils de France, Bd. 73, Oktober/Dezember 1919, S. 515/549 (9 Abb.). Hr. **3916.**

Motorbeschreibung. Ein K-Wright-Hispano-Motor ist mit einer 37 mm-Maschinenkanone (20 Schuß/min) so zusammengebaut, daß diese zwischen den Zylinderblöcken liegend durch die Luftschraubennabe schießt. Der Gedanke ist französischen Ursprungs. — Automotive Industries, Bd. 42, 11. März 1920, S. 646 (1 Lichtbild ohne Text). Hn. **3524.**

Motorbeschreibung. Der Packard-Flugmotor 2025 leistet 400—420 PS bei 1275—1350 U/min, 475 PS bei 1500 U/min und 600 PS bei 2000 U/min. Er hat zwölf Einzelzylinder in 60° V-Form mit Steuerwelle auf den Zylinderköpfen. Vier Ventile je Zylinder. Der Doppelvergaser liegt mitten unter dem Kurbelgehäuse. Bohrung 175 mm, Hub 200 mm. Gesamtgewicht 508 kg, Einheitsgewicht 1,07 kg/PS. Kein Getriebe. Einheitsverbrauch an Benzin 236, an Öl 11 g/PSh (1/21). Das Einlaßventil öffnet 10° nach dem oberen Totpunkt und schließt 45° nach dem unteren. Der Auslaß öffnet 48° nach dem unteren und schließt 8° nach dem oberen Totpunkt. Aluminiumkolben. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 12. Juli 1920, S. 612/615 (7½ Sp., 5 Abb.). Hn. **3525.**

Motorbeschreibung. Motoren der Pariser Luftfahrt-Ausstellung.

Der 200 PS-Farman-Achtzylinder-V-Schnelläufer wiegt 318 kg (1,59 kg/PS). Die Ventile werden von einer in der Mitte liegenden Steuerwelle durch Kipphebel und Stoßstangen betätigt. Getriebe mit Kegelrädern, wie bei Differenzialgetrieben. Der sehr große Ölsumpf scheint das hohe Gewicht zu verschulden. Je zwei Zylinder bilden einen Block. Zwischen zwei Blöcken geht das Ansaugrohr nach außen zum Vergaser.

Der 600 PS-Peugeot mit zwölf Zylindern in 60° V-Form macht 1600 U/min. Bei 1400 U/min leistet er 500 PS. Die Vergaser liegen außen. Das Ansaugrohr läuft über die auf den Zylindern liegenden Steuerapparate. Stahlzylinder mit geschweißten Wassermänteln.

Der 16-Zylinder-X-Peugeot leistet 500 PS bei 1400 U/min. Je vier Stahlzylinder sind in einem Block vereint. Vier Steuerwellen jedesmal auf den Zylinderköpfen. Bohrung 130 mm. Hub 170 mm. Kurbelwelle dreimal gelagert. Die Schubstangen haben kreisförmigen Querschnitt. Im ganzen acht Vergaser, je einer vor und hinter dem Zylinderblock. Vier Zündapparate.

Der 720 PS-16-Zylinder-Fächer-Panhard leistet 720 PS. Gewicht 525 kg (0,73 kg/PS). Vier Reihen mit je vier Einzelzylindern stehen fächerförmig auf dem gemeinsamen Kurbelgehäuse. Bohrung 145 mm. Hub 170 mm. Vier Ventile in jedem Zylinder. Antrieb durch zwei zwischen je zwei Reihen liegende Steuerwellen mittels gegabelter Kipphebel und Stoßstangen. Zwei Zündapparate vorn, zwei hinten. Vier Vergaser hinten, jedesmal zwei mit gemeinsamem Schwimmergehäuse.



Der 1000 PS-Lorraine-Dietrich 24 hat drei Reihen mit je acht Zylindern fächerförmig auf dem Kurbelgehäuse. Je zwei Zylinder sind zu einem Block vereint. Je zwei Ein- und Auslaßventile. Antrieb durch zwei Steuerwellen im Kurbelgehäuse mittels Kipphebel und Stoßstangen. Bohrung 126, Hub 200 mm. Die beiden linken Zylinderreihen werden durch einen 4-fachen Vergaser gespeist. Rechts ein Doppelvergaser. Alle liegen außen. Die Ansaugrohre laufen durch den Zylinderblock nach innen.

Der 16 PS-Clerget-Blin hat zwei gegenüberliegende Stahlzylinder mit 85 mm Bohrung und 100 mm Hub. Rollenlager, Aluminiumkolben. Gewicht 22 kg (1,37 kg/PS). — Automotive Industries Bd. 42, 26. Februar 1920, S. 554/559 (11 Sp., 13 Abb.). Hn. **3526.**

Motorkühlung. Kühler für Flugzeuge. Versuche ergaben, daß bei Flugmotoren, wenn sie in einem Luftstrom von 90 km/h stehen, durchschnittlich 378 kcal/PSh abzuführen sind, nach französischen Versuchen jedoch nur 258. Diese Wärmemenge wird meist durch Kühler umgesetzt. Man baut diese als Wasserrohrkühler oder umgekehrt als Luftrohrkühler mit dem Wasser zwischen den Röhrchen. Die erstere Bauart bringt größere Oberflächen und leichtere Gewichte. Der Wärmeumsatz ist gleich dem Produkt aus einer Konstanten (je nach Kühlerart) mal Luftdichte mal Geschwindigkeit und dem Temperaturunterschied zwischen Kühlfläche und Kühlluft.

Den Einfluß der Geschwindigkeit kann man praktisch proportional ansetzen. (Versuche ergaben bei 100 km/h 10 vH, bei 150 km/h 3 vH Abzug.) Zu beachten ist, daß der Kühler meist in dem 28 vH schnelleren Schraubenstrahl liegt.

Mit dem Temperaturunterschied ändert sich gradlinig der Wärmeumsatz. Der Unterschied zwischen Siedepunkt und Wassertemperatur muß mindestens 10° C betragen. Der Wirkungsgrad des Kühlers steigt mit der Wassergeschwindigkeit. Diese hängt von dem Widerstand der Leitung ab. In englischen Bauten ist er durchschnittlich höher als in deutschen. Die Siedetemperatur des Wassers ist in 3 km Höhe 89,6° C, in 6 km 80,3° C.

Der Beiwert richtet sich 1. nach der Lage des Kühlers. Ist er als Bugkühler rund um die Luftschraubennabe gebaut, so ist sein Wirkungsgrad gering. 2. Er nimmt ab durch Verdrehen des Kühlers. 3. Er hängt von der Kühlerbauart ab. Nach Versuchen bringt ein Verhältnis Röhrchendurchmesser zu -Länge wie 22,1 die besten Ergebnisse. 4. Seitliche Wasserkästen verschlechtern die Kühlwirkung. Zurzeit ist der Luftröhrchen-Kühler mit an den Enden sechseckigen Röhrchen (10 × 120 mm) vorherrschend. Die von vorn gesehene Fläche eines Bugkühlers mit solchen Röhrchen muß gleich der 71,8-fachen Leistung (Spitzenleistung!) in PS durch das Produkt aus Fluggeschwindigkeit in km/h und dem Temperaturunterschied in ° C sein. Im Windkanal muß man wegen der fehlenden günstig wirkenden Erschütterung die Kühlfläche 14 vH größer wählen. Die Regelung der Kühlung erfolgt durch Blenden. Drosselung der Wassergeschwindigkeit erweist sich als unzweckmäßig. Einziehbare Kühler machen mechanische Schwierigkeiten. — Liptot, Aeronautics, Bd. 18, 29. April und 6. Mai 1920, S. 345/347 und 364/366 (11 Sp., 1 Abb.). Hn. **3528.**

Motorkunde. Die Leistungsabnahme des Flugmotors beim Höhenflug. Für den 100 PS-Sechszylinder-Mercedes-Motor mit 120 mm Bohrung, 140 mm Hub und 1400 U/min ergibt sich bei 1,17 kg/m³ Luftdichte eine mittlere Nutzleistung von 105 PS. Der Einheitsbrennstoffverbrauch ist 230 kg/PSh, das Verdichtungsverhältnis 4,85. Auf Grund fremder Messungen (deren Quelle meist nicht angegeben ist) berechnet sich nach bekannten Verfahren der Luftüberschuß zu 4 vH und die gewonnene Arbeit unter der Annahme, daß die spezifischen Wärmen von der Temperatur unabhängig seien, zu 181,4 mkg; berücksichtigt man die Abhängigkeit der spezifischen Wärmen von der Temperatur nach Langen, so folgt 139,1 mkg, nach Holborn und Hennig, Pier und Bjerrum aber 146,3 mkg.

Bei abnehmender Luftdichte läßt sich die Anreicherung des Benzingemisches durch Vergrößerung des Luftquerschnittes oder Verkleinerung des Benzinquerschnittes im Vergaser, durch Vergrößerung des Druckgefälles für die Luft oder durch Verkleinerung des Druckgefälles für das Benzin verhindern. Nur der letztgenannte Weg ist zurzeit gangbar und läßt sich sogar selbsttätig regeln (vgl. die Untersuchungen von Kutzbach, die ebensowenig erwähnt sind wie die zahlreichen, zum Teil recht eingehenden, auf Versuchen beruhenden anderen Arbeiten über die Leistungsabnahme mit zunehmender Höhe! Der Ber.). Wird ferner gleichbleibende Drehzahl des Motors und ungeänderte Temperaturerniedrigung (20° C) durch die Benzinverdampfung angenommen, so ergibt sich, mit den Luftdichtewerten von Dines (die für England gelten! Der Ber.), daß die Gemischmenge und damit auch der Liefergrad im gleichen Verhältnis wie die Luftdichte abnimmt. Sowohl mit Berücksichtigung der Veränderlichkeit der spezifischen Wärmen mit der Temperatur (letztere hier nur nach dem zweiten Verfahren) ergibt sich bis 7 km Höhe gleichbleibender theoretisch-thermischer Wirkungsgrad, rd. 42 bzw. 34 vH.

Auf Grund von Versuchen in der Friedrichshafener Unterdruckkammer (gemeint sind offenbar die Messungen nach Noack, TB Bd. III, S. 1), aus denen auf die Leistung Null extrapoliert wird, und einer überschläglichen Berechnung der Reibungsverluste ergibt sich der mechanische Wirkungsgrad am Boden zu 83, in 7 km Höhe zu 71 vH. Der Völligkeitsgrad ist mit Berücksichtigung der Veränderlichkeit der spezifischen Wärmen 92,6 vH. Dieser Wert erscheint recht hoch, jedoch ergeben die Einzelverluste infolge der langsam verlaufenden Verbrennung, der vorzeitigen Öffnung des Auspuffventils, der Abführung von Gaswärme an die Kühlung und der Undichtigkeit von Ventilen und Kolben, daß ein Gesamtvölligkeitsverlust von 7,4 vH »mit gewisser Annäherung richtig sein wird«. Mit der Höhe wird sich der Völligkeitsgrad nur wenig ändern. Freilich, der Einfluß der abnehmenden Verdichtungsspannung auf die Geschwindigkeit des Gemisches ist noch nicht genau bestimmt, ebenso die Veränderung des Verlustes an das Kühlwasser, das mit zunehmender Geschwindigkeit seine Temperatur von 80° auf 55° vermindert, während das Gasgewicht kleiner wird. Auch diese Einflüsse ändern den Völligkeitsgrad praktisch nicht.

Zusammenfassung. Also nehmen die theoretische wie die wirkliche innere Leistung im Verhältnis der Luftdichten ab. Jedoch ist nach den Versuchen die Faustregel richtig, daß die Nutzleistung im Verhältnis der Luftdrücke abnimmt; es ist jedoch jetzt geklärt, daß diese Übereinstimmung schließlich nur ein Zufall ist, der dadurch möglich wird, daß die Luftdrücke sich verhalten wie die Produkte aus mechanischem Wirkungsgrad und Luftdichte«. (Mit anderen Worten: Der mechanische Wirkungsgrad nimmt ungefähr proportional der absoluten Temperatur ab.) — Hans Bruns, Diss. Braunschweig 1919 (48 S., 6 Schaub. der Leistungsabnahme auf Tafeln, 5 Skizzen, 32 meist kleinere Zahlentafeln). E. **3529.**

Motorkunde. Untersuchung der Vorgänge im Zylinder mittels Indikators (Studying conditions within the cylinder by indicator cards). Die neueren Untersuchungen von C. F. Kettering, H. L. Horning u. a. über das Verhalten verschiedener Brennstoffe im Innern der Zylinder gründen sich ohne Ausnahme auf die Ergebnisse von Versuchen mit dem Indikator von Midgley, der von der Abteilung Dayton Wright der General Motors Company gebaut wird. Es ist ein optischer Indikator, dessen Genauigkeit die des Indikators von Ropkinson kaum übertrifft. Eine wichtige Verbesserung ist, daß er mit verhältnismäßig einfachen Handgriffen entweder zur Aufnahme von gewöhnlichen Druck-Volumen-Diagrammen oder zur Aufnahme von Druck-Zeit-Diagrammen eingerichtet werden kann, wodurch sich der Einfluß gewisser Brennstoffeigenschaften auf die Leistung und unmittelbar danach auf die Verbrennung verfolgen läßt. Dazu wird das achtseitige Spiegelprisma, das den Lichtstrahl auf die Mattscheibe oder das lichtempfindliche Papier wirft, entweder in bestimmtem Verhältnis zur Motordrehzahl fortlaufend oder mit der Bewegung des Motorkolbens hin und her gedreht. Die Drehbewegung wird von der Kurbelwelle aus elektrisch, die Schwingbewegung mechanisch übertragen, wobei auch die endliche Pleuelstangenlänge berücksichtigt werden kann. Die Druckanzeige beruht auf der Verstellung eines Hohlspiegels bei der Bewegung eines eingeschliffenen Kolbens, der unter Federdruck steht. Die Bewegungen des Spiegelprismas werden so bemessen, daß entweder jede Seite ein Diagramm auf die 90° fassende Mattscheibe wirft, also beim Auftreffen des Lichtes auf eine neue Seite auch ein neues Diagramm beginnt, oder bei der Aufnahme gewöhnlicher Druck-Volumen-Diagramme solche von der halben Breite der Mattscheibe erzeugt werden. Für Aufzeichnung auf lichtempfindlichem Papier kann man die Stärke der Lichtquelle vorübergehend auf das Doppelte steigern.

Die Einrichtung ist nicht einfach, aber wohl der vollkommenste optische Indikator für schnellaufende Motoren. — Automotive Industries, Bd. 42, 26. Februar 1920, S. 562/564 (6 Sp., 4 Abb.). Hr. **3744.**

Motorschmierung. Erfüllung der Anforderungen an die Schmierung von schnellaufenden Motoren. Der heutige Automobilmotor muß zwischen 100 und 3000 U/min arbeiten und längere Zeit wenig oder unbelastet laufen, ohne daß zuviel Schmieröl in den Verbrennungsraum gelangt; ebenso muß er längeren Lauf mit voller Belastung vertragen, ohne daß die Schmierung an irgendeiner Stelle unzureichend wird. Diese Aufgaben löst eine Schmieranlage, bei welcher die Motorwelle selbst einen Teil der Ölleitung darstellt und mit so großem Überschuß an Öl gespeist wird, daß die Lager- und Kurbelzapfen unter allen Umständen auf die Temperatur des umlaufenden Öles abgekühlt werden. Der Öldruck braucht dann nicht wie üblich so gesteigert zu werden, daß nennenswerte Ölmengen von den Lagern abspritzen. Auch die Anordnung von Schmiernuten in den Lagern und frei geschabten Stellen an den Teilfugen der Lager kann dann entfallen. Anderseits darf man den Spielraum der Zapfen in den Lageröffnungen größer bemessen als bei Lagern, deren Temperatur im Betriebe steigen kann, so daß die Möglichkeit gegeben ist, den Motor mit den nach dem Grenzlehrensystem hergestellten Teilen ohne weitere Handarbeit zusammenzubauen und dennoch sicher zu sein, daß die Schmierung den An-

forderungen entspricht. Durch die festgesetzten Spielräume der Zapfen in ihren Lagern ist die Höchstmenge an Öl bestimmt, welche die Zapfen bei der größten Belastung erhalten, ohne daß eine Überschmierung bei schnellerem Motorgang auftreten kann. Um allen Betriebsanforderungen entsprechen zu können, muß man den Öldruck im Innern der Kurbelwelle in dem Maße steigern, als die Leistung des Motors zunimmt; zu diesem Zweck drosselt man den Austritt des Öles aus der Welle mittels eines Ventiles, das unter dem Einfluß des Unterdruckes im Vergaser steht. Die gebräuchliche Bauart des Pleuelstangenkopfes muß wesentlich verstärkt werden, damit Abnutzung des Kurbelzapfens möglichst verhindert wird. — A. P. Brush, Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1302 bis 1304 (5 Sp., 2 Abb.). Hr. **3745.**

Motorteile. Die Unterdruck-Brennstoff-Förderung für Flugzeuge, Bauart Le Père (Le Père vacuum fuel feed system for aeroplanes) besteht im wesentlichen aus zwei gleichen Unterdruckförderern, die wie die Stewart-Unterdruckförderer wirken und in einem stromlinienförmigen Blech-Fallbehälter an der Unterseite des Oberflügels mit Standglas, Ein- und Austrittanschlüssen am Boden, eingebaut sind. Die beiden Unterdruckförderer, mit einem Flansch etwa 1/3 der Höhe vom Boden an dem Deckel des Fallbehälters angeschraubt und festgelötet, werden aus dem Hauptbehälter durch gemeinsame Leitung gespeist. Ebenso ist die Unterdruckleitung von der engsten Stelle des Vergasers her einfach. Der Unterdruckförderer selbst ist ein luftdichter Blechbehälter mit Aluminiumdeckel, mit den durch Ventile gesteuerten Anschlüssen an die Außenluft und an die Saugleitung und dem Hebelwerk für das Schließen und Öffnen der Ventile, das durch einen Schwimmer im Unterdruckbehälter betätigt wird.

Nach der Prüfung durch das Flugzeugbauamt in Mc Cook Field ist zum Fördern der Brennstoffmenge für einen Zwölfzylinder-Liberty bei der üblichen Saughöhe, 0,9 m, 100 mm QS Unterdruck erforderlich, der auf rd. 170 mm erhöht werden müßte, um den notwendigen Sicherheits-Brennstoffüberschuß von 100 vH zu erhalten. Die Zunahme der Fördermenge mit zunehmendem Unterdruck verläuft nicht ganz gleichmäßig, da das Arbeitsspiel der beiden Unterdruckförderer niemals genau übereinstimmt. — Automotive Industries, Bd. 43, 24. Juni 1920, S. 1450/1451 (3 Sp., 5 Abb.). Hr. **3530.**

Motorteile. Neuere Anlaßvorrichtungen für Flugmotoren waren auf der Internationalen Luftfahrtausstellung (9. bis 21. Juli in London) zu sehen. So werden alle Napier-Flugmotoren mit einer Handluftpumpe, einem Hilfsvergaser, einer einfachen Einrichtung zum Öffnen der Einlaßventile eines Zylinderblocks von Hand und einem Anlaßmagneten versehen. Mit der Pumpe wird Gemisch in die Zylinder gefördert, das dann elektrisch gezündet wird. Beardmore stattet seine bekannten Flugmotoren mit besonders einfachen Anlaßvorrichtungen aus. Mit einer kleinen Brennstoffpumpe fördert man flüssiges Benzin in jeden der Einlaßventilkrümmer und dreht die Motorwelle vom Führersitz aus, so daß in den Zylindern Gemisch gebildet und verdichtet wird, das man mit den üblichen Handanlassern zünden kann. Der eingespritzte Brennstoff ist so reichlich bemessen, daß der Motor sicher anlaufen und soweit beschleunigt werden kann, daß er nachher mit dem normalen Vergaser weiterarbeitet. Das Getriebe zum Drehen der Kurbelwelle ist an das Hinterende der Steuerwelle verlegt, dessen Antriebszahnrad einen Flansch mit Klauenzähnen trägt. Eine Kupplungsmuffe mit den Gegenzähnen kann vom Führersitz aus mittels Hebels verschoben, aber durch eine Feder in der Ruhestellung gehalten werden. Diese Kupplung liegt in einem Gehäuse, das statt des üblichen Räderdeckels aufgesetzt wird. Es enthält ferner ein Schneckenvorgelege, womit man mittels Kette das Antriebszahnrad und somit die Kurbelwelle vom Führersitz aus drehen kann, sobald die Kupplung eingerückt ist.

Druckluftanlasser bekannter Ausführung mit umlaufenden Drehschiebern für die Verteilung der Druckluft auf die Zylinder sind an den luftgekühlten Sternmotoren angewendet, die Armstrong-Siddeley-Motors neben ihren bekannten wassergekühlten Reihenmotoren herstellt. Sie werden für 150 und 300 PS mit 7 und 14 Zylindern von etwa 127 mm Bohrung und 127 mm Hub in einem und zwei Sternen gebaut und sollen mit Doppelzündung und Luftschraubennabe 1, 18 und 1,05 kg/PS wiegen. — Engineering, Bd. 110, 23. Juli 1920, S. 106/09 (8 Sp., 5 Abb.). Hr. **3531.**

Motorteile. Ursachen von Pleuelstangenbrüchen bei hoher Geschwindigkeit (Failures of connecting rods at high speeds). Für Rennmotoren sind Pleuelstangen mit gleichförmigem, namentlich rohrförmigem Querschnitt vozuziehen, da diese geringere Größtbiegemomente in der Mitte der Stange ergeben. Um die Knicksicherheit zu erhöhen, verschwächt man Steg und Flanschen. Eine Bruchursache bei hoher Triebzahl sind Interferenzen der Querschwingungen der Stangen infolge der Fliehkraft mit der Motordrehzahl; diese treten bei um so niedrigerer Drehzahl auf, sind also um so gefährlicher, je größer die Stangenlänge ist. Sie lassen sich um so leichter vermeiden, je größer das Trägheitsmoment, je geringer die Masse der Stange ist. Vielleicht die häufigste Bruchursache sind übermäßige Zugbeanspruchungen infolge der Massenwirkungen des Kolbens; diese erreichen ihren Höchstwert während des Saughubes unmittelbar hinter dem oberen Totpunkt und lassen sich für eine bestimmte Drehzahl leicht berechnen. Endlich kann Interferenz der Knickschwingungen der Stange unter dem Einfluß der Explosionsstöße mit anderen Schwingungen bei der kritischen Drehzahl, deren Höhe mit dem kleinsten Querschnitt zunimmt, mit steigender größter Kolbenkraft und zunehmender Länge aber abnimmt, zum Bruch führen. — G. Wiedeman, Automotive Industries, Bd. 42, 3. Juni 1920, S. 1254/1255 (3 Sp., 2 Abb.) Hr. **3746.**

Ortsbestimmung. Luftfahrt-Dokumente. Die Land- und Seekarten, z. B. die französischen der geographischen Abteilung des Heeres im Maßstab 1:2,5 oder 600000, sind sämtlich den Bedürfnissen der Luftfahrt nicht angepaßt. Die Konvention vom 13. Oktober 1919 hat daher »allgemeine Karten« und die »Normalkarte« für Luftfahrer vereinbart. Wichtig ist vor allem die Mercator-Projektion, bei der die Loxodromen gerade Linien sind und die Abbildung winkeltreu ist. Die Marine benutzt sie in verschiedenen Maßstäben. Auch für die Luftfahrt sind mindestens drei Größen, z. B. die der Hydrographischen Abteilung der Marine (1 Längengrad = 9 mm), eine zweite entsprechend der Konvention (1 Längengrad = 30 mm) und eine Größe, deren Maßstab der Größe des Landes angepaßt sein müßte (für Frankreich etwa 1 Längengrad = 50 mm), notwendig. Die Bezeichnungen sollen sich dem gewohnten der üblichen Karten anschließen. Die Karten müssen Berge und hohe Gebäude, ferner Orientierungspunkte allgemeiner Art (Wälder, Seen usw.), sowie besondere Punkte (FT-Stationen, Leuchtfeuer usw.) enthalten.

Die Normalkarte soll nach der Konvention je 1^0 Länge und Breite im Maßstabe 1:200000 umfassen, sie dient vor allem zur Ortsbestimmung im einzelnen. Für Frankreich entspricht sie der Karte des Aeroklubs.

Für den Luftfahrer sind außerdem Sonderkarten erwünscht, z. B. die von Hébrard und Robbe für die Nacht, die im Maßstab 1:200000 nur die wichtigsten Namen und die hauptsächlichsten Erdgegenstände enthält, aber in einer Farben- und Helligkeitsabstufung, die ihrem Aussehen in der Dunkelheit entspricht. Zum Bestimmen des kürzesten Weges dienen die orthodromischen Karten von Hilbert (zentrale Projektion für einen Äquator-Punkt) und von Germain (desgl. für einen Pol), sowie die polyedrische Weltkarte im Maßstab 1:1000000. Sie geben nur den anfänglichen Kurs, im übrigen muß man die Merkator-Karte hinzuziehen. Zur raschen astronomischen Bestimmung dienen die sterographischen Standlinienkarten von Fave und die azimuthale von Brill mit Einstellmechanismus.

Alle übrigen Anweisungen für die einzelnen Gegenden müssen den Luftfahrern möglichst bald in besonderen »Luftfahrthandbüchern (Instructions aéronautiques) geliefert werden. — M. Thierry, L'Aéronautique, Bd. 2, Juni 1920, S. 3/11 (17 Sp., 2 Kartenbilder). E. **3532.**

Ortsbestimmung. Ein neues Verfahren zur Ortsbestimmung besteht darin, daß man drei Rauchgranaten vom Flugzeug nach vorn unter 0,45 und 70^0 zur Erde schießt, und danach durch Zeitabstoppen Abdrängungswinkel und Fluggeschwindigkeit mißt. (Was die Polizei dazu sagt, ob die Rauchwolke auch lange genug, ohne vom Wind weggetragen zu werden, sichtbar bleibt und wie man die Richtung genau genug feststellt, ist nicht angegeben. Der Ber.) — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 19. Juli 1920, S. 647/648 (4½ Sp., 4 Abb.). Hn. **3606.**

Segelflugwesen. Segelflug und Kleinflugzeug. Bei windstillem Wetter kann man nur in heißen Ländern segeln. Ferner nur zwischen Sonnenaufgang und -Untergang, bei warmem Wetter besser als bei kaltem und bei Wolkennähe schlechter (?). Der Vogel nutzt zum Segeln die aufwärtssteigenden Teile der Böen aus. Eine Kanalmessung an Vögeln ist unbekannt. Man schätzt die Gleitzahl auf 1 : 10 bis 12. Die größte gemessene Fluggeschwindigkeit beträgt 26 m/s. Das Profil und der Anstellwinkel ändern sich dauernd. Ein Segelflugzeug muß genügend langsam sein (26 bis 32 km/h), um aufsteigende Luftströme ausnutzen zu können, dickes Profil mit großem Auftriebsbeiwert und niedrige Flächenbelastung (10 kg/m²) haben. Infolge der niedrigen Geschwindigkeit braucht man sehr große Schwanzflächen und Flügelverwindung. Nur der Versuch kann Klarheit bringen. — Sagittarius, Aéronautics, Bd. 18, 1. April 1920, S. 280/282 (4¾ Sp., 0. Abb.). Hn. **3747.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der vierstelligen Zahl am Schluß, die dem »Flugarchiv« des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller entspricht (z. B. 2329 = 29. Bericht aus Heft 23).

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 15. November 1920 Heft 21

Luftschiffe als Verkehrsmittel mit besonderer Berücksichtigung ihrer Wirtschaftlichkeit.[1]

Von Walther Leyensetter.

(Schluß von Seite 302.)

II. Wirtschaftlicher Teil.

Allgemeines.

Die weitere Entwicklung des Luftfahrwesens kann im Frieden nur von wirtschaftlichen Gesichtspunkten geleitet sein; diese Forderungen werden die Konstruktionen bestimmen.

Die allgemeinen technischen Voraussetzungen wurden im ersten Teile dargelegt.

Es soll im folgenden versucht werden, für den umrissenen Verwendungsbereich und für die charakterisierten technischen Bedingungen die Kostenfrage zu erörtern, d. h. festzustellen, wie sich ein Luftfahrzeug, unter Zugrundelegung der dem heutigen Stand der Flugtechnik entsprechenden Verhältniswerte gestalten muß, um für den ihm zugedachten Zweck die wirtschaftlichen Bedingungen zu erfüllen.

Die Erhöhung der gesamten Tragfähigkeit und des Gesamtwirkungsgrades der Luftfahrzeuge bildete die mit allen Mitteln geförderte Aufgabe ihrer Erbauer während des Krieges, und wenn man die dabei erzielten Fortschritte[2]) in Funktion der Zeit auftragen würde, so wäre für die Kurve in den nächsten fünf Jahren sicher eine kleine Tangente zu erwarten. Mit gewaltigen Verbesserungen ist dabei für die nächste Zeit nicht zu rechnen.

Die Tragfähigkeit bestimmt die Nutzlast, der Wirkungsgrad die Betriebsstoffkosten der Fahrzeuge. Wir können daher auf eine wesentliche Erhöhung des relativen Gewichtes der Fahrgäste und Sachgüter und auf eine wesentliche Verringerung der Betriebsstoffkosten nicht hoffen.

Die Ausgaben für Führer, Fahrpersonal, Betriebsbeamte und Arbeiter, Wetterdienst, Flugplätze, Hallen, Versicherungen usf. sind durch die Besonderheiten des Luftverkehrs bedingt und können nur durch organisatorische Maßnahmen verringert werden.

Wir müssen daher dem Fahrzeuge selbst unser Augenmerk schenken und unter Berücksichtigung der geringen Amortisationsfrist auf die Fahrzeugherstellung eingehen.

Statistiken über die Lebensdauer von Flugzeugen und Luftschiffen in mehrjährigem Dauerbetrieb sind bis heute nicht möglich.

Die verhältnismäßig hohe Beanspruchung der wesentlichen Konstruktionsteile von Luftfahrzeugen im Vergleich z. B. mit Lokomotiven und Dampfern ist der Hauptgrund für ihre kurze Lebensdauer. Das Mittel, die Beanspruchung auf Kosten der Nutzlast zu verringern, ist meist nicht anwendbar und so bleibt als letzter Ausweg nur die Verringerung der für die Materialbearbeitung aufgewandten menschlichen Arbeit:

Die Massenanfertigung austauschbarer Teile.

Die Erfahrung hat gezeigt, daß nicht alle Teile der Luftfahrzeuge einem gleich großen Verschleiß ausgesetzt sind.

Während ein Teil z. B. eine Lebensdauer von 100 Betriebsstunden hat, beträgt sie für einen anderen 6000.

Diese Verhältnisse erfordern eine möglichst weitgehende Normalisierung und vor allem die Fabrikation austauschbarer Fahrzeugteile.

Die damit verbundene Forderung einer bis ins einzelne durchgeführten wirtschaftlichen Massenfertigung ist zunächst auf Luftfahrzeuge nicht streng anwendbar, da die Dimensionierung des Maschinenparks eines Werkes dann auf dem Arbeitsstück mit dem kleinsten Arbeitsgang sich aufbauen müßte.

Denn die Durchführung dieses Grundsatzes für die Herstellung von Flugzeugen würde die Erzeugung von rd. 300 Maschinen derselben Type pro Arbeitstag zur Folge haben, eine Zahl, für die zwar heute noch kein Bedürfnis vorliegt, die jedoch sehr bald in den Bereich der Möglichkeit gerückt werden kann.

Man wird sich daher mit einem Kompromiß abfinden müssen und die grundsätzliche Forderung, die Kontinuität des Materialstroms für die Fertigung der Massenteile, aus welchen das Fahrzeug besteht, in Einklang zu bringen mit der Bedingung, jährlich nur eine bestimmte Zahl von Fahrzeugen abzuliefern, wird für Luftschiffe untersucht werden, da für sie diese Forderung immer bestehen bleiben wird.

1. Fahrzeugherstellung.

Die Notwendigkeit, die Erzeugungskosten der Fahrzeuge gegenüber den Betriebskosten der Luftschifflinie niedrig zu halten, führt zu einem tieferen Eindringen in diejenigen Arbeitsvorgänge, welche den Hauptteil des Luftschiffbaues starren Systems bilden.

Um den Anteil der drei Berechnungsposten:

1. Materialien,
2. Löhne,
3. Unkosten,

beim Aufbau des Schiffes für die integrierenden Bestandteile zu kennzeichnen, dient zunächst die Aufstellung der insgesamt bei einem 55000 m³-Schiff am Gerippe verwendeten Strebenkreuze:

Strebenkreuze am Gerippe.

Strebenkreuze	Stärke in mm	Stückzahl pro Schiff	Strebe gleichen Profils	Stückzahl pro Schiff	vH der Gesamtzahl
a/b	0,4	3 300			
a/b	0,5	15 000	*a*	24 800	9,7
a/b	0,6	6 000			
b/b	0,4	11 000			
b/b	0,5	13 000	*b*	72 900	29,0
b/b	0,6	300			
c/d	0,4	150	*c*	150	0,1
d/d	0,4	150	*d*	450	0,2
e/e	0,4	8 600			
e/e	0,5	7 000	*e*	36 200	14,4
e/e	0,6	2 500			
f/f	0,5	1 100			
f/g	0,4	7 500	*f*	10 300	4,1
f/g	0,5	600	*g*	8 100	3,2
h/h	0,4	3 200			
h/h	0,5	1 100	*h*	23 850	9,5
h/i	0,4	15 000			
h/i	0,5	250	*i*	15 250	6,1
k/k	0,4	15 000			
k/k	0,5	5 200			
k/k	0,6	3 000			
k/l	0,4	4 000	*k*	52 900	21,0
k/l	0,5	2 500	*l*	6 500	2,6
m/m	0,4	150	*m*	300	0,1
		125 600		251 200	100,0

Das Schwanken der Blechstärke um 0,2 mm spielt für die Bearbeitung der Streben keine Rolle und so ist aus der Rubrik, welche den Prozentsatz der für das Stanzen und Prägen gleichartigen Profile enthält, ersichtlich, daß eine Strebenart z. B. rd. 30 vH der am Schiff verwendeten Gesamtzahl ausmacht.

Die Tagesleistung einer Stanzmaschine beträgt für die beiden Arbeitsvorgänge Stanzen und Prägen 6000 bis 9000 Stück je nach der Strebengröße.

Würde man nun die Fabrikation auf dem Grundsatze aufbauen, daß das einfachste Arbeitsstück mit seinem Arbeitsgang die Maschinenzahl für alle anderen Teile bestimmt, so würde für die Strebe *l* mit einem Bedarf von 6500 Stück pro

[2]) Im Flight v. 30. Jan. 1919 teilt das englische Luftministerium Fortschritte in dem Zeitraum von August 1914 bis August 1918 mit, und zwar eine Erhöhung der Tragfähigkeit der Flugzeuge um 450 vH und der Geschwindigkeit und Fahrtdauer von Luftschiffen um 55 vH bzw. 790 vH.

Schiff eine Tagesleistung erreicht sein und auch täglich ein Schiff die Montierung verlassen.

Eine Monatsleistung von 25 Schiffen liegt zunächst nicht im Bereiche des Möglichen, es muß daher auf den Zusammenhang zwischen Gesamtlaufzeit und ununterbrochener Einstellung einer Maschine auf dasselbe Arbeitsstück eingegangen werden.

Soll jeden Monat z. B. ein Schiff fertiggestellt werden, so muß beim Ausbringen des einen Schiffes aus der Montagehalle schon das vormontierte Material für das nächste bereit liegen, d. h. die einzelnen Arbeitsgänge sind in ihrer zeitlichen Aufeinanderfolge so einzurichten, daß der Materialstrom ohne Stockung weiterfließt, wenn aus den Massenteilen ein Individuum wird.

Unterteilt man die Arbeitsvorgänge für das Gerippe[1]) in

1. Maschinenarbeiten mit Hilfsarbeitern,
2. Nieten der Träger,
3. Vormontieren der Ringe,
4. Fertigmontage,

so ist zu bemerken, daß das Stanzen und Prägen der Streben und Laschen, sowie das Nieten der Träger reine Massenfabrikation ist, da diese Operation von weiblichen Hilfskräften vorgenommen werden.

Bleiben wir bei dem Beispiel einer monatlichen Lieferzahl von einem Schiff, so hätte man bei durchgeführter Einzelherstellung mit den angeführten vier Arbeitsgängen eine gesamte Laufzeit von vier Monaten, wobei in jedem Monat von jeder Werkstatt das Material für ein Schiff bereitzustellen bzw. zu montieren wäre. Eine Verschiebung in der Reihenfolge der Anfertigung der einzelnen Teile wäre dabei durchaus zulässig und die Streben, welche in der ersten Werkstätte am letzten Tag des für sie bestimmten Lieferungsmonats gestanzt werden, können an jedem beliebigen Tag des nächsten Lieferungsmonats in der nächsten Werkstätte an den Träger genietet werden.

Sobald man dazu übergeht, eine Maschine auf den Bedarf an Streben gleicher Abmessung für mehrere Schiffe eingestellt zu lassen, so muß in den Werkstätten nach einem ganz bestimmten Arbeitsplan vorgegangen werden, der in dem Arbeitsverteilungsbureau festgelegt wird und der eine Verschiebung der Reihenfolge unmöglich macht.

Da Träger und Ringe sperrige Teile sind, so wird es aus Raumgründen zweckmäßig sein, die Herstellung der Streben samt Ersatz in Serien für mehrere Schiffe, dagegen die Anfertigung der Träger jeweils für ein Schiff vorzunehmen[1]).

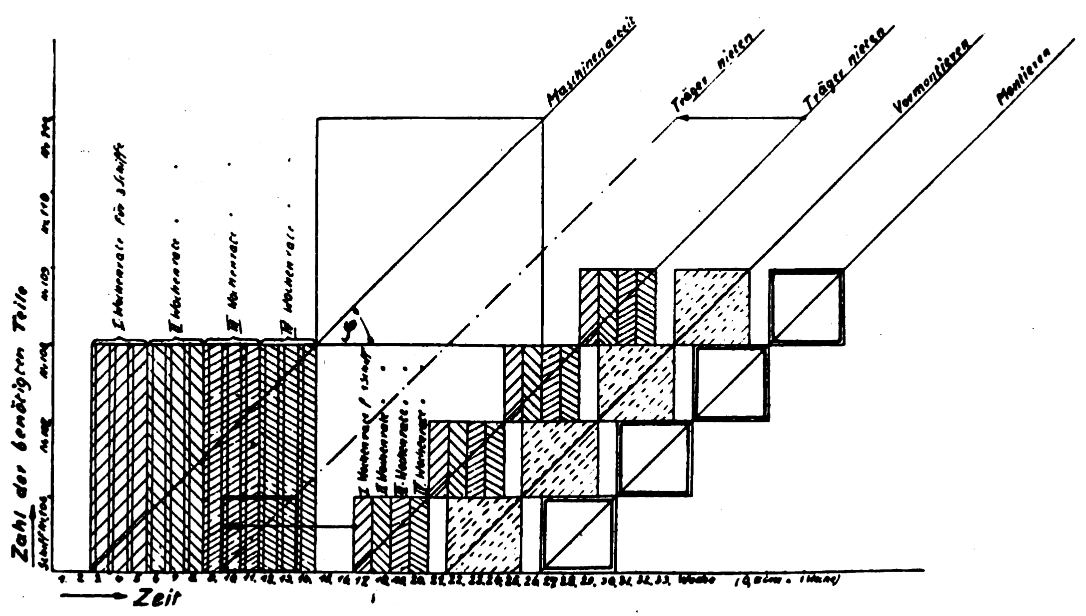


Abb. 6. Arbeitsplan für Gerippeherstellung.

(Man hat dabei die Erfahrung gemacht, daß weibliche Arbeitskräfte für solche gleichförmige mechanische Arbeiten, welche keine großen körperlichen Anforderungen stellen, sich besser eignen als männliche.)

Das Vormontieren der Ringe wird zu $\frac{1}{3}$ von Facharbeitern, zu $\frac{2}{3}$ von Hilfsarbeitern ausgeführt; der Zusammenbau des Gerippes zu $\frac{1}{4}$ von Facharbeitern, zu $\frac{3}{4}$ von Hilfsarbeitern.

Da es also, wie schon erwähnt, unmöglich ist, eine Massenherstellung für den ganzen Bau durchzuführen, so bleibt zu entscheiden, von welchem Arbeitsgange an auf Einzelherstellung übergegangen wird.

[1]) The aëroplane vom 20. Aug. 1919 gibt Beschreibungen des Baus von englischen Starrluftschiffen aus Duraluminium von den Firmen Vickers Ltd., Armstrong, Whitworth and Co., Ltd. und Wm. Beardmore and Co. Ltd. sowie von Schiffen mit Holzgerippe der Firma Short Bros. in Bedford.

Die zahlreichen Fabrikbilder zeigen die einzelnen Arbeitsgänge beim Zusammenbau der Schiffe und ausführliche Baubeschreibungen schildern charakteristische Einzelheiten aus dem Fabrikationsbetrieb.

Die 3 Entwicklungsstufen:
Trägernieten,
Ringe montieren und
Gerippezusammenbau
werden durch Aufnahmen der Trägerwerkstatt mit weiblichen Arbeitskräften, der Ringbauhalle mit Aufspannvorrichtungen und durch viele Bilder aus der Montierungshalle erläutert.

Die vielseitigen Nebenbetriebe, welche mit dem Luftschiffbau zusammenhängen, werden angeführt.

Auf Abb. 6 ist eine Anfertigung der Massenteile für drei Schiffe zugleich angenommen.

Die Monatslieferung von Trägern für ein Schiff ist in vier Wochenraten unterteilt.

Es werden die für die jeweils erste Wochenrate fälligen Streben drei Wochen lang ununterbrochen gestanzt und geprägt, dann kommt die zweite Wochenrate ebenfalls drei Wochen lang usw., bis die letzte Strebe der vierten Wochenrate am Ende der zwölften Woche fertig ist.

Mit einer Zeitreserve von 14 Tagen beginnt nun das Zusammennieten der Träger in den einzelnen Wochen und Raten.

Die größte Ruhezeit für eine Wochenrate beträgt so 13 Wochen, die kürzeste 7 Wochen.

Bei straffer Organisation der Werkstätten, unter Voraussetzung ausgezeichneter Ordnung und ohne Eintreten unvorhergesehener Störungen können selbstverständlich die Ruhezeiten auf 8 bzw. 0 Wochen reduziert werden.

Mit einer weiteren Zeitreserve von je einer Woche schließt das Vormontieren und das Fertigmontieren des Gerippes an.

Bedeuten:

m die Lieferungseinheiten,
t die Zeit,

so bestimmt $\operatorname{tg} \varphi = \frac{m}{t}$ die Lieferung in der Zeiteinheit.

[1]) An sich stände nichts im Wege, die Arbeitsvorgänge:
Nieten der Träger
Vormontieren
ebenfalls für mehrere Schiffe serienweise einzulegen.

Sind die Lieferungseinheiten m_1, m_2, m_3 ..... für die Arbeitsvorgänge 1, 2, 3 ....., sowie r_{12}, r_{23}, r_{34} ..... die zwischen den Arbeitsgängen liegenden Ruhezeiten, so wird die Gesamtlaufzeit T:

$$T = \frac{m_1}{\operatorname{tg}\varphi} + r_{12} + \frac{m_2}{\operatorname{tg}\varphi} + r_{23} + \frac{m_3}{\operatorname{tg}\varphi} + r_{34} + \frac{m_4}{\operatorname{tg}\varphi} + \cdot \quad (9)$$

Für $\operatorname{tg}\varphi = 1$ und $t = 1$ Monat $= 4$ Wochen wird:

$$T = 3 + 0{,}5 + 1 + 0{,}25 + 1 + 0{,}25 + 1$$
$$= 7 \text{ Monate.}$$

Schließt nach Fertigstellung der nötigen Wochenrate gleich der zweite Arbeitsgang an, so wird die Ruhezeit für die ganze Serie nach dem ersten Arbeitsgang negativ, es wird:

$$r_{12} = -1{,}25 \text{ und mit:}$$
$$r_{23} = 0 \text{ und } r_{34} = 0$$
$$T = 3 - 1{,}25 + 1 + 0 + 1 + 0 + 1$$
$$= 4{,}75 \text{ Monate.}$$

Bei Einzelherstellung hatte sich, ebenfalls unter der Annahme keiner Ruhezeit zwischen den Arbeitsvorgängen der Monatsserien, eine gesamte Laufzeit von vier Monaten ergeben.

Durch ununterbrochene Einstellung einer Maschine auf dasselbe Arbeitsstück für drei Lieferungseinheiten hat sich die gesamte Laufzeit um drei Wochen erhöht.

Die Laufzeit bestimmt das Betriebskapital, denn je länger der Materialstrom im Werk fließt, desto mehr Geld steckt in ihm. Die ununterbrochene Einstellung einer Maschine bringt Lohnersparnis.

Arbeitsstück sämtliche Lohn- und Materialbeträge, sowie Maschinenunkosten (Abschreibung und Kraftverbrauch) und Werkstattunkosten (sämtliche andere Unkosten laut Unkostenstatistik) eingetragen werden.

Da dem Verfasser keine derartigen Unterlagen zur Verfügung standen, so sah er sich veranlaßt, die Selbstkosten auf eine andere Weise zu bestimmen:

An Hand der Stücklisten, ganzer Zusammenstellungen der Stückzahlen einzelner am Schiff verwendeter Teile (Streben, Laschen usf.), durch Ausplanimetrieren von Strebenbändern, durch Kontrollierung von Verschnitt und Abfällen wurde für jedes einzelne Arbeitsstück bei einer Reihe von Schiffen das Materialgewicht bestimmt.

Für eine jede Kategorie von Konstruktionsteilen ergibt sich daraus ein bestimmter Faktor als Verschnitt; er beträgt z. B. für Strebenkreuze 50 vH.

Mit Hilfe der genauen detaillierten Gewichtslisten läßt sich so das wirklich verwendete Material ermitteln.

Durch Multiplikation mit den Tagespreisen ergeben sich die Materialkosten.

Ähnlich wurden für jeden Konstruktionsteil die Arbeitszeit bestimmt; durch Multiplikation mit den üblichen Löhnen und durch Summierung ergeben sich die gesamten Löhne.

Die Abb. 7, welche die Materialkosten und Löhne für Schiffe verschiedenen Inhalts enthält, ist auf diese Weise entstanden.

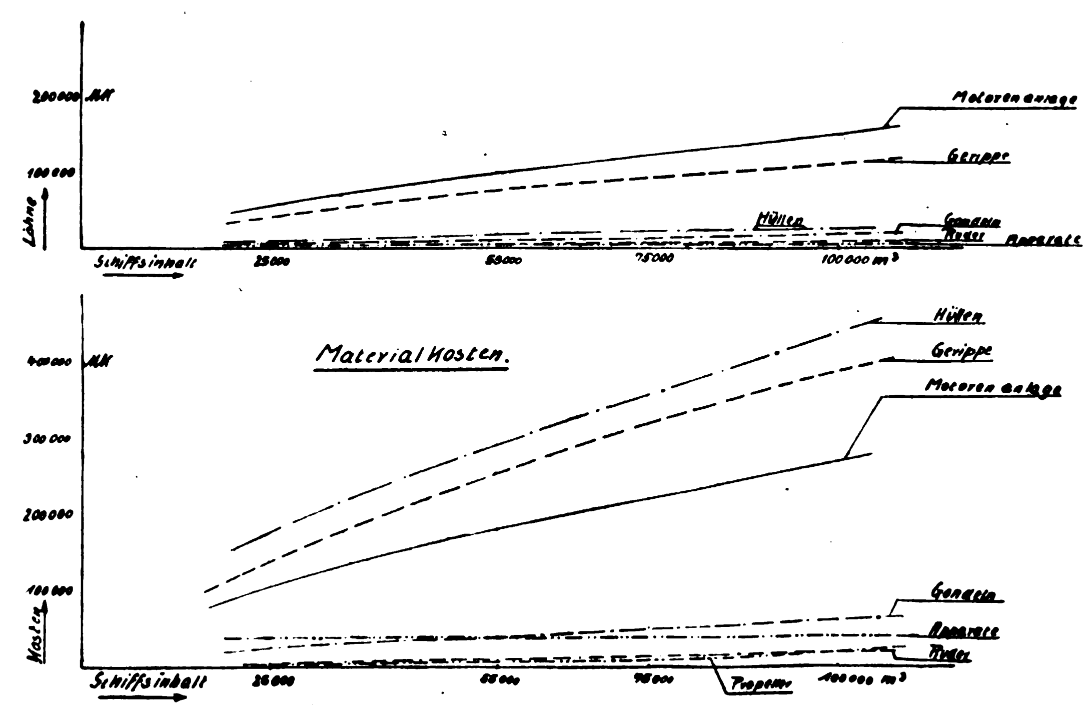


Abb. 7. Materialkosten und Löhne. Löhne nach dem Stand vom 1. August 1918.

Beide Momente gegeneinander abzuwägen und die entsprechenden Dispositionen zu treffen, ist die Aufgabe der Werksleitung.

Voraussetzung für die Fabrikation nach einem Arbeitsplan ist gute Übersicht über die einzelnen Arbeitsvorgänge und vor allem: Ordnung.

Die willkürliche Einstellung einer Maschine für einen überschlägig bestimmten Bedarf an Streben bringt die Gefahr mit sich, daß nach Ablösung einer Type durch eine andere überschüssige Teile Abfall werden und fehlende Teile durch teuere Überzeitarbeit hergestellt werden müssen.

Beides ist höchst unwirtschaftlich.

Ähnlich wie für das Gerippe läßt sich für Motore, Gondeln usw. ein Arbeitsplan aufstellen. Hier liegen jedoch die Verhältnisse günstiger, da pro Schiff mehrere Einheiten gleicher Ausführung hergestellt werden.

Zur Bestimmung der Selbstkosten haben manche Werke Selbstkostennachweiskarten eingeführt, auf welche für jedes

Die Materialpreise haben als Grundlage die Gewichts- und Stückliste, die Löhne die aufgewendete Arbeitszeit.

Wegen der Einfachheit der notwendigen Vorrichtungen und Arbeitsvorgänge kann ein Satz von 100 vH Unkosten als ausreichend bezeichnet werden, um eine rationelle Herstellung von Schiffen zu gewährleisten.

2. Anlage einer Luftschifflinie.

Die wirtschaftliche Eignung eines Luftfahrzeuges zu Verkehrszwecken ist dann erwiesen, wenn es gegenüber den konkurrierenden Verkehrsmitteln Vorteile aufweist, die es als Benützer der Luft als übertragendes Medium, das Erde und Wasser gleichermaßen bedeckt, besitzt. Für die Überquerung eines Gebietes mit abwechselnden Land- und Wasserflächen, wo das Umsteigen von Landfahrzeugen in Schiffe und umgekehrt vermieden wird, sind die Verhältnisse für Luftfahrzeuge am günstigsten.

Im Wettbewerb mit reinen Land- oder Wasserlinien gibt die Geschwindigkeitsdifferenz gegenüber dem bestehenden Ver-

kehrsmitteln den Ausschlag, und zwar wird die Zeitersparnis, um von einem Ort zum andern zu kommen, den Maßstab geben für die zulässige Höhe der Beförderungskosten.

Geht man davon aus, daß das Flugzeug in seiner heutigen Gestalt eine maximale wirtschaftliche Fahrtweite von 1500 km besitzt, so wird es einmal sich dazu eignen, die Verbindung zwischen Orten herzustellen, wo das Eisenbahnnetz von der Luftlinie stark abweicht, und es wird im allgemeinen Verkehr dieselbe Rolle für größere Strecken spielen, die das Automobil in Stadt- und Überlandverkehr als Ergänzung zu den Gleisbahnen einnimmt.

Es wird weiter in Betracht kommen für Zwecke, wo die Zeitersparnis gegenüber der Benützung der Eisenbahnen oder Schiffe den Ausschlag gibt und wobei die Möglichkeit der notwendigen Zwischenlandungen nicht in Frage gestellt ist.

Es dürfte allerdings bei einer Überquerung des Stillen Ozeans im Flugdienst die Aufnahme von Brennstoff aus Mutterschiffen, die im Abstand von rd. 1500 km stationiert sein könnten, praktisch unmöglich sein.

Damit ergibt sich ohne weiteres das hauptsächlichste Verwendungsgebiet für Luftschiffe:

Der transatlantische Verkehr.

Bei Überquerung reiner Landstrecken ist die Beförderungsmöglichkeit größerer und unteilbarer Lasten und das Wegfallen von Zwischenlandungen gegenüber den Flugzeugen zu erwähnen.

Einige die Wirtschaftlichkeit der Luftfahrzeuge berührenden Verhältnisse sind in Veröffentlichungen der Z. f. Fl. und M. zu finden:

Professor Dr. R. v. Mises . 1917,
Friedrich Rau 1914/15,
Dr. Quittner 1914,
Dr. Schreber . . . . . . 1910.

Zur Ergänzung des bisher Dargelegten seien aus diesen Abhandlungen einzelne Ergebnisse angeführt, welche als Zusammenfassung hier von Interesse sind:

Die Flugstrecke, welche ein Luftfahrzeug erreichen kann, hängt nur von den vier Größen ab:

1. Verhältnis von Stirnwiderstand zu Auftrieb,
2. Spezifischer Betriebsstoffverbrauch des Motors,
3. Wirkungsgrad der Luftschraube,
4. Verhältnis des Betriebsstoffgewichts zum Gesamtgewicht.

Es wurde schon erwähnt, daß für die ersten drei Punkte wesentliche Verbesserungen zunächst nicht zu erwarten sind.

Weiter ist klar, daß das Verhältnis von Brennstoffgewicht zu Gesamtgewicht zur Änderung der Nutzlast beliebig herangezogen werden kann.

Damit wäre die Frage des Fahrtbereiches für wirtschaftliche Zwecke auf das Verhältnis $\frac{\text{Betriebsstoffgewicht}}{\text{Nutzlast}}$ zurückgeführt.

Es kann Fälle geben, wo es sich darum handelt, um jeden Preis ein bestimmtes Ziel in kürzester Frist zu erreichen.

Sind Etappenfahrten möglich, so wird ein relativ kleines Fahrzeug am besten zu diesem Zweck sich eignen.

Muß die Fahrt ohne Zwischenlandung zurückgelegt werden, so kann für eine R-Maschine und zwei Passagiere der Fahrtbereich:

$$S = \frac{1}{k} \cdot \ln\left(\frac{G_0}{G}\right) = \frac{1}{0{,}000\,156} \cdot \ln\left(\frac{100}{62}\right) = 3130 \text{ km}$$

werden.

Solche Ausnahmefälle können jedoch einer wirtschaftlichen Berechnung nicht zugrunde gelegt werden.

Für die Wirtschaftlichkeit einer Luftverkehrslinie muß daher als Vorbedingung gelten:

1. Regelmäßigkeit der Fahrten,
2. annähernd konstantes Gewicht der Fahrgäste und Sachgüter,
3. Maximum der Übersetzung von Motorleistung oder Betriebsstoff- und Gasverbrauch in Flugleistung.

Punkt 1 und 2 haben als gemeinsames Merkmal die meteorologischen Verhältnisse und die notwendige finanzkräftige Zahl von Beförderungsgewichten, Punkt 3 hat als Kennzeichen die zweckentsprechende Konstruktion der Fahrzeuge und des immobilen Materials und die rationelle Herstellung beider.

Zur Beleuchtung der Konstruktionen und fabrikatorischen Maßnahmen möge das bisher Gesagte dienen.

Bei Erörterung von Punkt 1 und 2 ist ganz allgemein zu bemerken, daß diejenigen Gebiete der Erde, welche von zahlungskräftigen, auf rasche Beförderung erpichten Menschen bewohnt sind, keine günstigen meteorologischen-aeronautischen Verhältnisse aufweisen.

Eine Verbindung Europas mit Nordamerika durch eine Luftschifflinie verlockt wegen des regen Austausches von Personen und Sachgütern, welcher heute durch die Seeschiffahrt vermittelt wird, die Unternehmer zunächst am meisten.

Eine Betrachtung der Wetterkarten zeigt jedoch, daß die Durchführung einer Luftschifflinie mit einem gleichmäßigen Fahrplan, der sich über das ganze Jahr erstreckt, nicht möglich ist.

In den zu durchquerenden Breiten herrschen allgemein starke Westwinde, von September bis einschließlich April große Sturmgefahr, von Mai bis August einschließlich häufig Nebel.

Fahrmonate für den direkten Weg Lissabon—New York sind die Monate Juni, Juli und August, da man in dieser Zeit manchmal und teilweise Ostwinde, wenig Nebel und Sturm südlich des 40. Breitegrades vorfindet.

Die Durchquerung des Atlantischen Ozeans mittels Luftschifflinien verlangt einen vollendeten Wetternachrichtendienst, sowie ausgezeichnete Wettervorhersage und Funkentelegraphie. Man wird meist nicht den direkten Weg wählen, sondern unter Berücksichtigung der ozeanischen Meteorologie z. B. im August auf einem Umweg nach Süden den NO-Passat benützen.

Da in diesem Rahmen nur das Allgemeinste über die Vorbedingungen der Anlage einer Luftschifflinie gesagt werden kann, so mag ohne näheres Eingehen auf die meteorologischen Verhältnisse der in Frage kommenden Gebiete[1]) nur noch bemerkt werden, daß von den Seegebieten das Mittelmeer und der Stille Ozean für den Luftschiffverkehr weit besser sich eignen als der Atlantische Ozean, daß also z. B. Linien London—Cairo—Australien oder Cairo—Kapstadt oder San Francisco—Manila als aussichtsreich zu bezeichnen sind.

3. Beförderungskosten.

Um die Beförderungskosten[2]) für 1 tkm zu bestimmen, sind die ausschlaggebenden Faktoren anzugeben:

1. Fahrzeugkosten und Amortisation.
2. Betriebsstoffkosten.
3. Gaskosten.
4. Gehälter für die Führer und das Fahrpersonal.
5. Kosten für Bedienung, Inventar, Reserve, Reparaturen usf.
6. Flugplätze, Hallen, Ankermaste und deren Amortisation[3]).

Die Erörterung des Anteils jedes dieser Punkte an den Fahrtkosten würde hier zu weit führen. Es interessiert gegenwärtig bei den ständig schwankenden Werten auch weniger der absolute Betrag der Beförderungskosten als das relative Verhältnis für die einzelnen Schiffsgrößen.

---

[1]) S. u. a. Segelhandbuch des Atlantischen Ozeans. Schnell, der Flug über den Ozean (Motor 1919, S. 105). The aëroplane, Bd. 17 vom 20. Aug. 1919, S. 692 über Luftströmungen im Atlantischen Ozean.

[2]) A. Betz (Z. f. Fl. und M. 1913) gibt die Beförderungskosten in Abhängigkeit vom Reiseweg s und von der Reisegeschwindigkeit v an und setzt die Herstellungskosten des Flugzeugkörpers proportional seinem Gewicht, den Preis des Motors proportional seiner Leistung.

[3]) In The Aëroplane v. 20. 8. 19 sind für einen Luftschiffhafen als notwendig bezeichnet:

1. Ein Flugplatz von 1,5 km²; 2. Eine Halle zur Aufnahme von 2 Schiffen; 3. Ein Ankerturm mit Seilwinde; 4. Transportwagen auf einer Fahrbahn, um mit einer elektr. Seilwinde das Schiff vom Turm zur Halle zu bringen; 5. Eine Wasserstoffgasanstalt; 6. Reparaturwerkstätte; 7. Wetterdienst und Funkentelegraphie; 8. Elektrische Signalanlagen für den Nachtdienst; 9. Büros u. s. f.

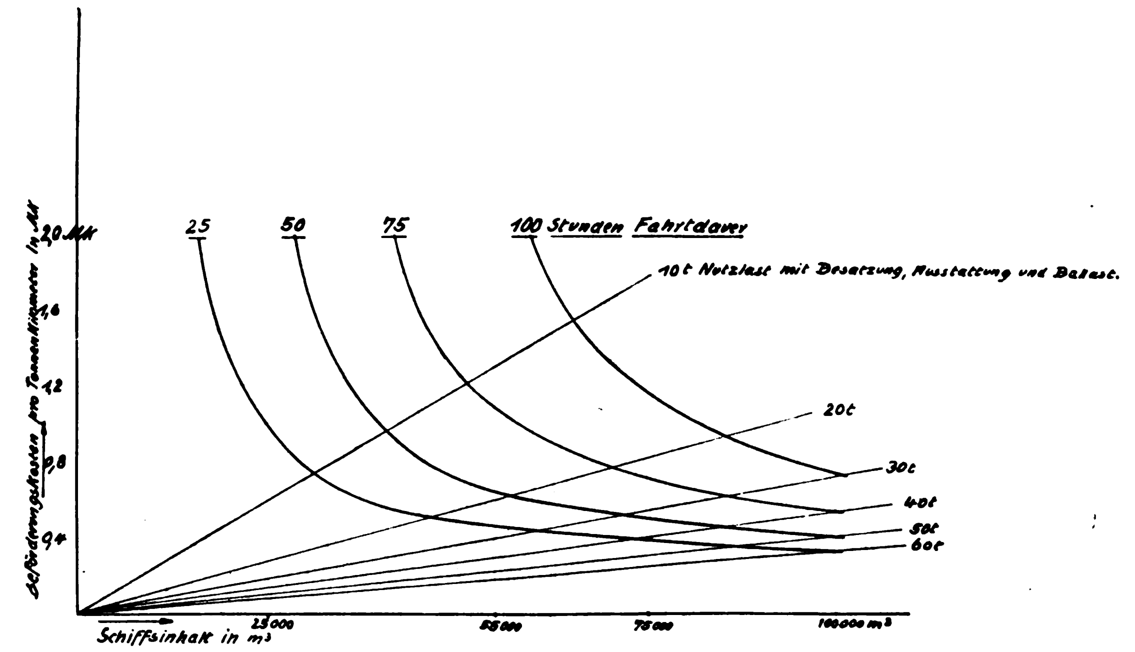


Abb. 8. Beförderungskosten pro Tonnenkilometer nach dem Stand vom 1. Januar 1919.

Abb. 8 zeigt die Ausgaben pro Tonnenkilometer, wenn die Schiffe je für 25, 50, 75 und 100 h Fahrtdauer oder rd. 2250, 4500, 6750 und 9000 km Fahrtweite Betriebsstoff mit sich führen. Es geht aus den Kurven hervor, daß es z. B. keinen Zweck hätte, einem Schiff für 9000 km Fahrtweite weniger als 75000 m³ Inhalt zu geben.

Das Gefahrenmoment ist bei Luftreisen noch ein Grund, welcher sich der Einbürgerung entgegenstellt.

Zwar ist im allgemeinen die Auffassung berechtigt, daß die Fahrt im Luftschiff eine größere Sicherheit gewährt als im Flugzeug, und Statistiken der deutschen Passagierluftschiffahrt vor dem Kriege zeigen, daß mit vier Schiffen 826 Fahrten mit 17221 Passagieren ohne Unfall ausgeführt wurden.

Bei sachgemäßer Behandlung der Fahrzeuge sind auch große Verluste durch Unfälle nicht wahrscheinlich.

Doch kann als durchaus betriebssicheres Verkehrsmittel das Luftschiff erst dann angesprochen werden, wenn das feuergefährliche Wasserstoffgas (man denke an die luftelektrischen Erscheinungen bei Fahrten und beim Landen) durch Helium als wirtschaftlich herzustellendes Traggas ersetzt werden kann.

Die Abhängigkeit des Propellerwirkungsgrades vom Anstellwinkel des Propellerblattes.

Von Hermann Borck.

Die Bestimmung der günstigsten und der höchsten zulässigen Steigung von Propellern hatte es erforderlich gemacht, die Abhängigkeit des Propellerwirkungsgrades vom Arbeitswinkel des Propellerblattes zu untersuchen.

Ich gebe hier aus Raummangel nur kurz das Ergebnis einiger Versuche darüber wieder, das jedoch völlig genügt, um zu zeigen, daß sich der Propellerflügel in bezug auf die Abhängkeit seines Wirkungsgrades von dem Anstellwinkel genau so wie eine Flugzeugtragfläche verhält.

Zum Verständnis der folgenden Zeilen schicke ich einige Erläuterungen voraus.

Unter Anstellwinkel wird der Winkel verstanden, den die Richtung der wirksamen Steigung des Propellers mit der Fortbewegungsrichtung des Propellerblattes im Schraubenstrahl bildet [1]), und zwar immer in der Entfernung 0,75 r vom Drehpunkt, um einen Wert herauszugreifen und festzulegen.

[1]) Siehe: Borck, Die Luftschraube, Verlag R. C. Schmidt, 1918, S. 83.

Die Schraubenmarschgeschwindigkeit v_{Pr}, d. h. die mittlere Durchflußgeschwindigkeit der Luft durch die Schraubenkreisfläche ist nach der bekannten Formel

$$v_{Pr} = \frac{v_{Fl}}{\eta'}$$

berechnet, wo

$$\eta' = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{1}{v_{Fl}} \cdot \frac{S}{F}}}$$

der Schlupfwirkungsgrad ist.

Für die Standprobe vereinfacht sich die Formel auf den bekannten Wert:

$$v_{Pr} = \sqrt{\frac{g}{2\gamma} \frac{S}{F}}.$$

In diesen Formeln bedeutet:

g die Erdbeschleunigung
γ das Gewicht von 1 m³ Luft in kg
S den gemessenen Schub in kg
F die Schraubenkreisfläche in m²
v_{Fl} die Fluggeschwindigkeit relativ zur Luft.

Um vom Schlupf des Propellers unabhängig zu sein, ist der Gesamtwirkungsgrad durch den Schlupfwirkungsgrad dividiert und so der mechanische Wirkungsgrad [1]) des Propellers bestimmt und in Abhängigkeit vom Anstellwinkel dargestellt.

Die Analyse der Motorleistung noch weiter zu treiben, hat bei den praktischen in Frage kommenden Propellern keinen Wert gehabt.

Die Ergebnisse der Untersuchungen stützen sich:

1. auf eigene Versuche des Verfassers in der Flugzeugmeisterei,
2. auf Versuche, die die Inspektion der Fliegertruppen mit Luftpropellermodellen in Wasser durch Herrn Dr. Schaffran im Institut für Wasserbau und Schiffbau hat machen lassen,
3. auf die Untersuchung eines Eta-Propellers an dem Luftschraubenprüfstand mit Luftzuführung in Fischamend bei Wien, deren Ergebnis mir die Etapropeller-Fabrik zur freien Verwendung zur Verfügung gestell hat.

Versuch 1:

Neun Propeller von 2,8 m Durchmesser, 0,2 m Blattbreite und den Sehnensteigungen 0,0 0,56 1,12 1,68 2,24 2,80 3,36 4,48 und 5,6 m wurden bei 800 U/min = 13,3 U/s am elektrischen Prüfstand am Stand abgebremst und der Schub und das Drehmoment gemessen.

[1]) Siehe Borck, Ztschr. Schiffbau, XX. Jahrgang, 1919. S. 161 u. 199.

Das Ergebnis zeigt die folgende Zahlentafel 1.

Zahlentafel 1.

Lfde. Nr.	m Sehnen-Steigung	Drehm. in mkg	Schub in kg	U/s	Motorl. kgm/s	η mech.	Anstell-winkel
1	0,00	2,4	24	13,3	201	0,49	0°
2	0,56	8,2	71	»	687	0,71	3°
3	1,12	17,5	118	»	1464	0,71	6,7°
4	1,68	28,5	163	»	2390	0,71	10,5°
5	2,24	41,0	203	»	3430	0,68	14°
6	2,80	64,7	196	»	5420	0,41	18°
7	3,36	81,7	208	»	6850	0,35	22°
8	4,48	108,4	233	»	9080	0,32	29°
9	5,60	130,0	213	»	10900	0,23	35°

Die Bestimmung der wirksamen Steigung ergab einen Wert, der etwa 0,3 m höher liegt als der der Sehnensteigung.

Das Resultat von lfd. Nr. 1 kann keinen Anspruch auf genügende Genauigkeit machen, da die Versuchsfehler in der Messung von Drehmoment und Schub zu groß sind im Verhältnis zu den gemessenen Werten.

Versuch 2:
Ein Modellpropeller, zweiflüglig,

Durchmesser	120 mm
Blattbreite	9 »
Sehnensteigung	96 »
Wirksame Stg.	104 »

wurde bei verschiedenen Fahrtgeschwindigkeiten und einer Drehzahl von 30 U/s in Wasser untersucht.

Das Ergebnis ist in der Zahlentafel 2 wiedergegeben.

Zahlentafel 2.

Geschw. in m/s	Drehm. in mkg	Schub in kg	η mech.	Anstell-winkel
0,00	0,031	3,03	0,59	12,1°
0,36	0,031	2,92	0,63	11,1°
0,72	0,031	2,77	0,71	9,8°
1,08	0,031	2,60	0,77	8,2°
1,44	0,030	2,30	0,80	7,0°
1,80	0,029	1,95	0,82	5,7°
2,16	0,025	1,52	0,78	4,2°
2,52	0,020	1,03	0,74	2,3°
2,88	0,012	0,44	0,59	1,0°

Versuch 3:
Eine Eta-Luftschraube

Durchmesser	2,80 m
Blattbreite	0,215 »
Sehnensteigung	2,10 »
Wirksame Stg. etwa	2,40 »

ist bei verschiedenen Drehzahlen von 1000—1400 U/min und bei verschiedenen Zuströmgeschwindigkeiten der Luft zum Prüfstand in der Luftschraubenprüfstelle in Fischamend untersucht.

Die verwickelte Auswertung des Versuches ausführlich wiederzugeben würde über den Rahmen des Aufsatzes hinausgehen, weshalb in der Zahlentafel 3 nur ganz kurz das Endergebnis des Versuches angegeben ist.

Zahlentafel 3.

η mech.	Anstellwinkel
0,87	2,3°
0,86	4,1°
0,85	6,2°
0,64	13,3°

Abb. 1 zeigt die Ergebnisse der 3 Versuche in Form von Kurven, bei denen der mechanische Wirkungsgrad in Abhängigkeit von dem Anstellwinkel α aufgetragen ist.

Die Kurven zeigen, daß das Maximum des mechanischen Propellerwirkungsgrades bei etwa 5° liegt, also bei demselben Winkel, bei dem auch die Tragfläche den günstigsten Wirkungsgrad hat.

Die Kurve 3 zeigt einen etwas anderen Charakter als die Kurven 1 und 2, was wahrscheinlich auf Versuchsfehler zurückzuführen ist.

Interessant ist bei Kurve 1 der plötzliche Abfall des Wirkungsgrades bei den Winkeln 14°—18°, wo sich wieder die Ähnlichkeit des Propellerblattes mit dem Tragflügel zeigt.

Die Nutzanwendung dieser Versuche auf die Praxis ist die, daß die Steigung der Propeller so zu wählen ist, daß sie unter den verschiedenen Flugbedingungen mit Anstell-

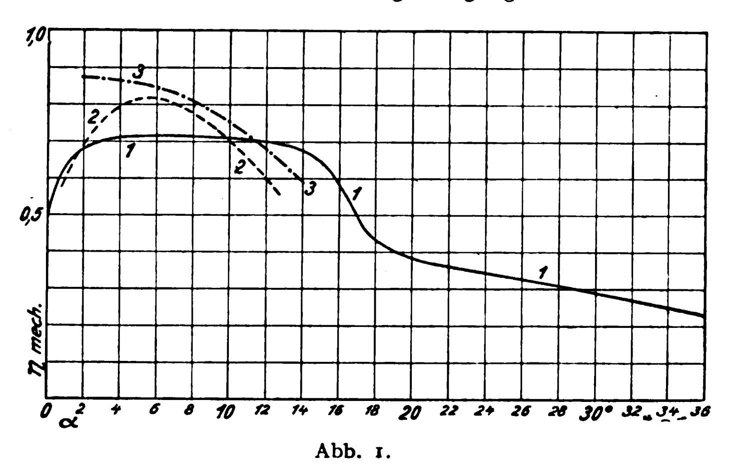


Abb. 1.

winkeln von etwa 3°—6° arbeiten, eine Bedingung, die bei den z. Zt. gebräuchlichen Luftschrauben und Flugzeugen fast immer erfüllt ist.

Anhang.

Überträgt man die bei der Luftschraube definierten Begriffe auf die Geschwindigkeits- und Winkelgrößen, die am fliegenden Flugzeug bei der Tragfläche auftreten, so kann man auch hier zu genaueren Definitionen dieser Größen gelangen.

Die der wirksamen Steigung beim Propeller entsprechende Größe bei der Tragfläche ist dann diejenige Richtung, in welcher der Flügel stehen muß, damit der Auftrieb 0 ist, und die im folgenden Richtung der wirksamen Tragfläche genannt werden soll.

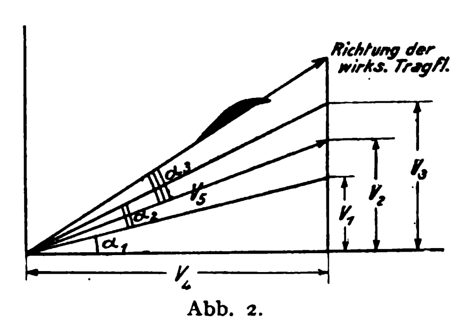


Abb. 2.

In Abb. 2 sind die verschiedenen Größen eingetragen. Es ist:

v_1 die Steiggeschwindigkeit des Flugzeuges

v_2 die Geschwindigkeit, mit der die Luft durch die Projektion der in der Zeiteinheit von den Tragflächen bestrichenen Fläche hindurchströmt. Die entsprechenden Größen im Schraubenstrahl sind die Propellermarschgeschwindigkeit und die Geschwindigkeit in der Schraubenkreisfläche.

v_3 die Höchstgeschwindigkeit der Luft senkrecht nach unten, die der Strahlhöchstgeschwindigkeit entspricht.

v_4 die Geschwindigkeit in horizontaler Richtung

v_5 die wahre Relativgeschwindigkeit der Tragflächen zur Luft $= \sqrt{v_2^2 + v_4^2}$

α_1 der Anstiegwinkel des Flugzeuges im Verhältnis zur Erde

α_2 der Ablenkungswinkel der Luftfäden

α_3 der wirksame Anstellwinkel.

Die verschiedenen Geschwindigkeiten können nach denselben Formeln berechnet werden wie die entsprechenden beim Propeller, wobei dem Propellerschub das Gesamtgewicht des Flugapparates entspricht.



Aerodynamische Eigenschaften dicker Profile [1]).

Gegenstand dieser Untersuchung ist die Bestimmung der Eigenschaften von Tragflügeln, die dick genug sind, um freitragend ausgebildet zu werden. Das erste freitragende Tragdeck hatte ein Antoinette-Eindecker aus dem Jahre 1910. Die beste Gleitzahl seines Profils betrug jedoch nur 1/7. Sehr große Erfolge hatten die Junkers- und Fokkerflugzeuge mit ihrer verspannungslosen Bauart.

Es wurde untersucht:

1. Die Wirkung der Änderung der Wölbung an der Unter- und Oberseite dicker über die ganze Spannweite gleichbleibender Profile,
2. die Wirkung des Verstärkens der Mitte und des Verjüngens der Flügelspitzen,
3. die Wirkung einer ausgewölbten Unterfläche an einem sich nach außen verjüngenden Flügel,
4. die Wirkung der Änderung der mittleren Dicke bei gleichbleibendem Querschnitt in der Mitte und an der Flügelspitze,
5. die Wirkung nach außen abnehmender Flügeltiefe.

Alle Querschnitte wurden, wenn nicht anders angegeben, an Modellen 75 × 450 mm groß (Seitenverhältnis 1:6) untersucht. Die Genauigkeit beträgt 1 vH.

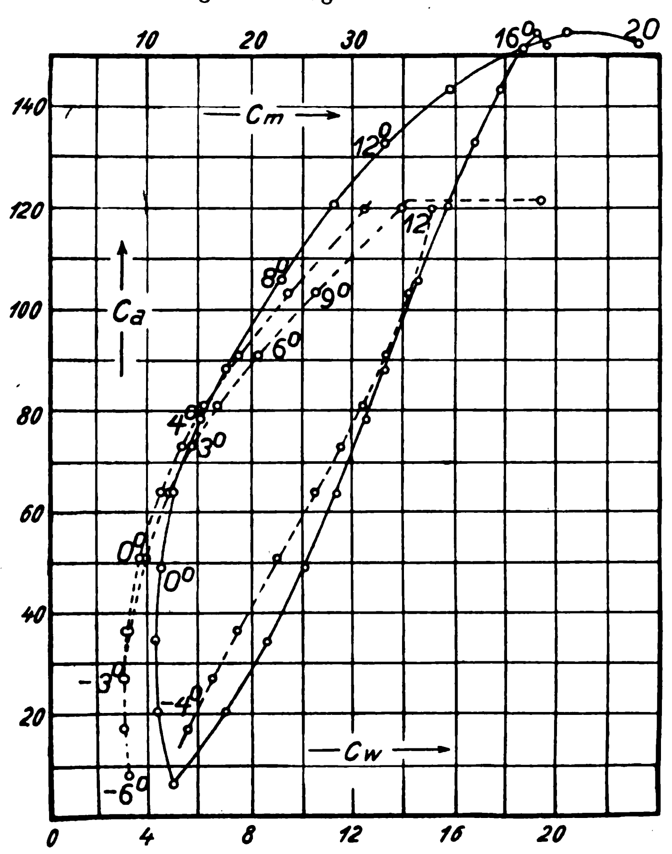


Abb. 1. Polaren von Flügel 16 (ausgezogen) und 256 (Göttingen, gestrichelt).

1. Die Wirkung der Änderung der Wölbung an der Ober- und Unterseite über die ganze Spannweite gleichbleibender Profile.

Das Profil Durand 13 ergab einen ungewöhnlich hohen Auftrieb. Daher wurden leichte Änderungen an der Oberfläche gemacht, um ihre beste Form und Wölbung zu ermitteln. Die Modelle wurden aus Wachs nach Angaben des 74. Berichtes[1]) der gleichen Versuchsanstalt hergestellt. Es sind nur Messungen von genau hergestellten und gemessenen Flügeln mitgeteilt. Mit Ausnahme der höheren und mehr stabilen Auftriebsbeiwerte stimmen die Versuche mit denen der (englischen) Physikalischen Reichsanstalt überein. Anmerkung des Bearbeiters: Die Messungen an einem ähnlichen Profil 256 in Göttingen sind in Abb. 1 gestrichelt eingezeichnet. In Deutschland hat man kleineres Seitenverhältnis (1:5) bei der Messung benutzt. Die Strömung schlägt jedoch nach Göttingen bei dem Auftriebsbeiwert 121 um. Bei dem Junkers-Kampfeinsitzer, der mit Seitenverhältnis 1:5 gebaut war, trat das auch insofern in Erscheinung, daß es möglich war, in ihm zu trudeln. Im Fokker D VII mit günstigerem Seitenverhältnis war das unmöglich. Der Unterschied der Profile des Fokker D VII und von Junkers D I ist aus Abb. 3 ersichtlich. Der Unterschied des Göttinger und amerikanischen Profiles ist in Abb. 2 kenntlich gemacht. Wenn man das Abweichen des verschiedenen Auftriebes bei hohem Anstellwinkel bei Umschlagen der Strömung infolge verschiedenem Seitenverhältnis erklärt, so bleibt noch der Unterschied des Widerstandes ungeklärt. Sollte die anders geformte Hinterkante allein daran schuld sein? Oder liegt hier eine ungenaue Messung vor?

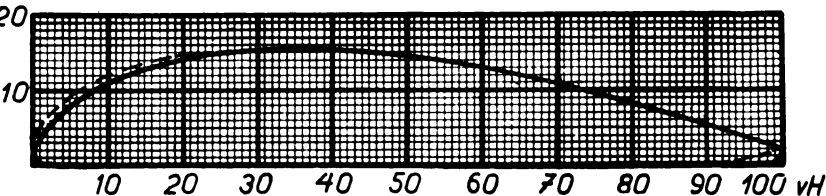


Abb. 2. Schnitt durch das amerikanische Profil 16 und das Göttinger Profil 256 (gestrichelt).

Bei einem dicken Profil muß die größte Dicke 1/3 Flügeltiefe von der Vorderkante entfernt sein. Verlegt man sie weiter nach hinten, erhält man geringeren Auftrieb. Wird sie nach vorn bewegt, entsteht ein geringerer und unstabiler Auftriebsbeiwert. Mit einer größten Dicke gleich 0,158 Flügeltiefe, 1/3 derselben von der Vorderkante entfernt, erzielt man den größten Auftriebsbeiwert 157 bei einem besten Verhältnis Auftrieb zu Widerstand von 13. Bei größerer Dicke wird die Kurve unstabil und nimmt mit Erhöhung der Wölbung ab. Ein Profil mit dicker Hinterkante ergab schlechte Werte.

Die Unterseite hat weniger Einfluß an den Eigenschaften des Profils als die obere. Wenn man diese mehr und mehr ausgewölbt macht, nehmen Auftrieb und Widerstand entsprechend ab. Wenn beide Seiten symmetrisch sind, ist der geringste Widerstand erreicht. Der Kleinstwiderstand wird je ausgewölbter die Unterseite, bei desto geringeren Winkeln gemessen. Die beste Gleitzahl wird durch geringe Änderungen der bauchigen Unterseite nicht geändert. Ein Profil mit hohler Unterseite zeigte einen positiven aber unstabilen Auftrieb bei —40°. Sein größter Beiwert war 165. Andere eingewölbte Unterseiten ergaben keine bemerkenswerten Vorteile gegenüber der ebenen. Das beste Profil (für die folgenden Untersuchungen als Ausgangsprofil benutzt) scheint 16, Abb. 2, mit einem größten Auftriebsbeiwert von 1,65 bei 18° Anstellwinkel und einer besten Gleitzahl von 1:13,1 bei 4°. Dicke gleich 0,158 Flügeltiefe, Auftrieb, Widerstand und Moment um die Vorderkante sind in Abb. 1 dargestellt.

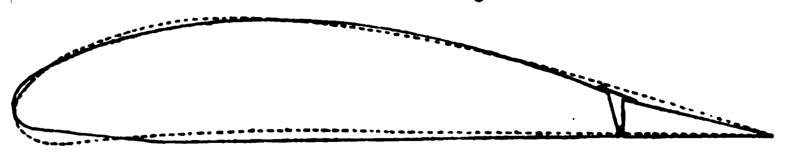


Abb. 3. Vergleich der Profile Junkers D I und Fokker D VII (punktiert), Flügeltiefe wie Abb. 2.

2. Die Wirkung des Verstärkens der Mitte bei Verjüngen der Flügelspitzen.

Diese Versuche sollen den Einfluß bestimmen, den das Verdicken des Mittelteiles und Verjüngen der Außenteile

[1]) 75. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, Flight, Bd. 12, 22. u. 29. April 1920 u. 6. Mai 1920, S. 448/451, 480/483 u. 499/501. In der Urschrift sind Beiwerte benutzt, die nicht dimensionslos den Auftrieb und Widerstand in Pfund angeben, wenn die Fläche in Quadratfuß, sowie die Geschwindigkeit in Meilen pro Stunde gegeben ist. Die Polaren wurden erst durch den Bearbeiter bei gleichzeitigem Umrechnen in dimensionslose Beiwerte gezeichnet. Verfasser: F. H. Norton; für die ZFM bearbeitet von H. Herrmann.

[1]) In Deutschland noch nicht bekannt.



Zahlentafel 1. Dicken

Flügel Nr.	16	40	41					42					43					44				
	—	—	0	100	167	233	300	0	100	167	233	300	0	100	167	233	300	0	100	167	233	300
0	3,16	1,11	2,41	2,31	2,11	1,75	1,11	3,16	3,04	2,76	2,30	1,11	3,98	3,76	3,57	2,70	1,11	1,47	1,40	1,23	1,03	0,80
10	11,00	5,34	8,19	7,92	7,49	6,66	5,34	11,00	10,60	9,65	8,06	5,34	13,90	13,20	11,80	9,38	5,34	5,42	5,06	4,53	3,76	2,79
20	14,31	6,90	10,58	10,29	9,70	8,67	6,90	14,30	13,70	12,51	10,41	6,90	18,03	17,10	15,31	12,11	6,90	6,90	6,54	5,87	4,90	3,60
30	15,70	7,60	11,65	11,29	10,62	9,50	7,60	15,70	15,03	13,78	11,45	7,60	19,78	16,76	16,01	13,37	7,60	7,60	7,20	6,46	5,39	3,97
33⅓	15,86	7,61	11,76	11,42	10,76	9,61	7,67	15,86	15,21	13,87	11,58	7,61	19,98	18,93	16,98	13,48	7,61	7,66	7,62	6,53	5,42	4,00
40	15,70	7,60	11,65	11,29	10,62	9,50	7,60	15,70	15,03	13,78	11,45	7,60	19,78	18,76	16,01	13,37	7,60	7,60	7,20	6,46	5,39	3,97
60	13,11	6,34	9,74	9,34	8,81	7,94	6,34	13,11	12,54	11,48	9,58	6,34	16,47	15,70	14,00	11,12	6,34	6,33	6,00	5,40	4,50	3,29
80	8,40	4,07	6,24	6,04	5,71	5,07	4,07	8,40	8,37	8,07	6,10	4,07	10,54	10,02	8,96	7,14	4,07	4,07	3,83	3,47	2,86	2,09
100	2,26	1,07	1,66	1,63	1,53	1,36	1,07	2,26	2,13	2,00	1,63	1,07	2,79	2,66	2,39	1,90	1,07	1,07	1,03	0,90	0,77	0,60

Überall ist die Dicke des Profiles in Hundertsteln der Flügeltiefe mitgeteilt. Die Zahlen über den Spalten geben die Entfernung Eintrittskante an. Vergleiche auch Abb. 6.

eines Tragflügels hervorruft. Alle Schnitte durch die Flügel sind ähnlich dem Profil 16. Alle Dicken wurden durch Verkleinern in demselben Verhältnis, wie die größte Dicke in ⅓ Flügeltiefe gewonnen. Der Schnitt quer zur Flugrichtung bei ⅓ Flügeltiefe ist in Abb. 6 dargestellt. Es wurden zwei Serien geprüft. Bei 40—43 ist außen eine Dicke von 0,13 Flügeltiefe und die Mitte allmählich verstärkt (Abb. 6). Bei 44—46 ist die Dicke außen gleich 0,04 Flügeltiefe und der mittlere Teil in ähnlicher Weise wie bei 40—43 verstärkt. Die Druckpunktwanderung bei 44—46 wurde nicht angegeben, da sie nichts neues bringt. Die Modelle waren aus Ahorn 75 × 450 mm groß. Die Dicken sind in der Zahlentafel 1 angegeben. Die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sind in Abb. 4 u. 5 gegeben. Abb. 9 gibt das Verhältnis von Auftrieb durch Widerstand, abhängig von dem Bruche zugehörender Auftriebsbeiwerte, durch den gößten Auftriebsbeiwert. Ein gutes Flugzeug muß mit dem Doppelten bis Dreifachen der geringsten Geschwindigkeit fliegen, also bei ¼ und $^1/_9$ des größten Auftriebsbeiwertes ein hohes Verhältnis Auftrieb zu Widerstand haben.

Schlußfolgerungen.

Auftrieb. Je mehr man die Mitte verdickt, wächst der Auftriebsbeiwert. Der Höchstwert tritt bei einer Dicke von 0,158 Flügeltiefe ein. Darüber hinaus wird die Strömung unstabil. Verjüngt man die Enden zu sehr, so sinkt der Auftriebsbeiwert. Flügel 42 und 43 zeigen hohen Auftrieb im Vergleich

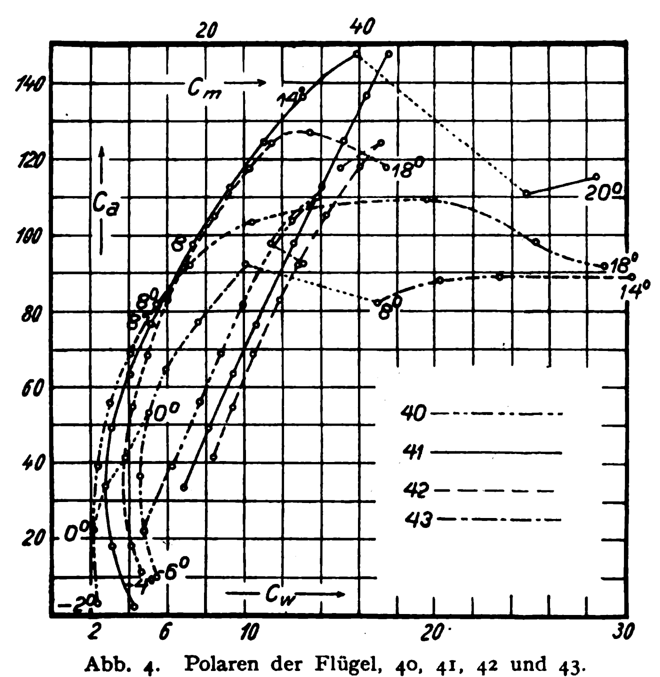


Abb. 4. Polaren der Flügel, 40, 41, 42 und 43.

zu 40 mit gleichbleibendem Profil. Bei 41 und 43 wird die Strömung unstabil, was bei dicken Profilen oft vorkommt. Bei einem bestimmten Anstellwinkel gibt es zwei oder drei Arten, in denen die Luft um das Profil strömen kann. Wenn man den Anstellwinkel ganz langsam und vorsichtig ändert, kann der Zeitpunkt des Umschlagens der Strömung hinausgeschoben werden. Bei Geschwindigkeiten über 23 m/s scheint die Unstabilität kleiner zu werden.

Widerstand. Der kleinste Widerstand steigt mit zunehmender Dicke und hat seinen niedrigsten Wert 2,0 bei

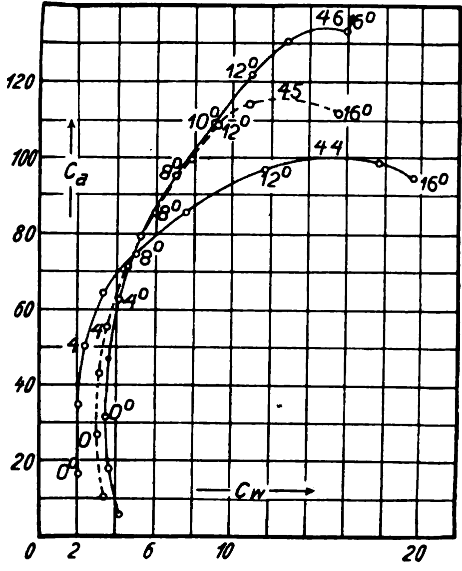


Abb. 5. Polaren der Flügel, 44, 45 und 46.

Flügel 44. Die dünnen Profile haben sehr hohen Widerstand bei großen Anstellwinkeln. Verjüngen der Enden vergrößert den Widerstand — 44 bis 46.

Gleitzahl. Die Gleitzahl wird besser mit dem Dünnerwerden des Flügels. Der dickste Flügel 43 hat die schlechteste Gleitzahl. 44 ist in dieser Hinsicht am besten. Die andern Modellversuche liegen dazwischen. Die besten Gleitzahlen schwanken zwischen 1/13 und 1/18, 2, je nach Flügeldicke.

Druckpunktwanderung. Je dicker der Flügel, desto weniger wandert der Druckpunkt, und um so näher liegt er an der Vorderkante. Bei 40 liegt er bei 12° Anstellwinkel 28 vH von der Vorderkante entfernt und bei 0° 51 vH, während er bei dem dickeren Profil 43 zwischen 35 und 47 vH innerhalb desselben Winkels wandert.

Die Versuche zeigen, daß das Profil 40 mit ebener Unterseite nach der Mitte verdickt werden kann bis eine Höhe von 0,158 Flügeltiefe erreicht ist. Dabei ist der Auftrieb um 50 vH größer geworden bei einer Verschlechterung der besten Gleitzahl um 18 vH und der $^1/_9$ des größten Auftriebsbeiwertes entsprechenden um 30 vH. Wenn zur gleichen Zeit die Flügelspitzen auf 0,04 Flügeltiefe geschwächt werden, nimmt, verglichen mit 40, der größte Auftriebsbeiwert um 32 vH, die beste Gleitzahl um 12 vH und die bei $^1/_9$ des größten Auftriebsbeiwertes vorhandene Gleitzahl um 18 vH ab. Wenn das unten ebene Profil außen auf 0,04 Flügeltiefe verjüngt wird, bleibt der Höchstauftrieb unverändert, die günstigste Gleitzahl verbessert sich um 6 vH und die von $^1/_9$ des größten Auftriebes um 20 vH. Ein solcher Flügel ist in der Regel für freitragende Ausbildung ungeeignet und hier nur der Vollständigkeit halber erwähnt.

der verschiedenen Flügel.

45					46					50 Unterfläche					51¹)		52					53¹) Unterfläche	
0	100	167	233	300	0	100	167	233	300	0	100	167	233	300	0	300	0	100	167	233	300	0	300
2,33	2,16	1,86	1,40	0,80	3,16	2,90	2,43	1,73	0,80	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	3,16	0,80	3,16	1,83	1,27	0,90	0,80	0,00	0,00
8,19	7,59	6,52	4,93	2,79	11,00	10,16	8,52	6,09	2,79	0,20	0,17	0,14	0,08	0,00	11,00	2,79	11,00	6,42	4,39	2,80	2,79	2,00	0,00
10,58	9,87	8,43	6,36	3,60	14,31	13,16	11,02	7,87	3,60	3,30	2,89	2,30	1,30	0,00	14,31	3,60	14,31	8,33	5,67	4,09	3,60	3,33	0,00
11,66	10,78	9,30	6,99	3,97	15,70	14,42	12,09	8,64	3,97	4,03	3,53	2,80	1,57	0,00	15,70	3,97	15,70	9,13	6,23	4,46	3,97	4,00	0,00
11,76	10,89	9,36	7,02	4,00	15,86	14,55	12,22	8,74	4,00	4,00	3,63	2,83	1,60	0,00	15,86	4,00	15,86	9,22	6,29	4,53	4,00	4,00	0,00
11,66	10,78	9,30	6,99	3,97	15,70	14,42	12,09	8,64	3,97	4,03	3,53	2,80	1,57	0,00	15,70	3,97	15,70	9,13	6,23	4,46	3,97	4,00	0,00
9,73	9,00	7,73	5,83	3,29	18,11	12,04	10,10	7,22	3,29	3,33	2,90	2,30	1,30	0,00	13,11	3,29	13,11	7,61	5,20	3,77	3,29	3,33	0,00
6,23	5,80	4,97	3,83	2,09	8,40	7,70	6,46	4,63	2,09	1,93	1,67	1,33	7,31	0,00	8,40	2,09	8,40	4,90	3,33	2,40	2,09	1,93	0,00
1,67	1,53	1,33	1,00	0,60	2,26	2,06	1,73	1,23	0,06	2,26	1,33	0,90	0,63	0,60	0,00	0,00	2,26	1,33	0,90	0,63	0,60	0,00	0,00

der gemessenen Schnitte von der Symmetrieachse und die neben den Spalten die Entfernung der betreffenden Dicke von der

¹) Gerade Linie zwischen dem Schnitt in der Mitte und dem außen.

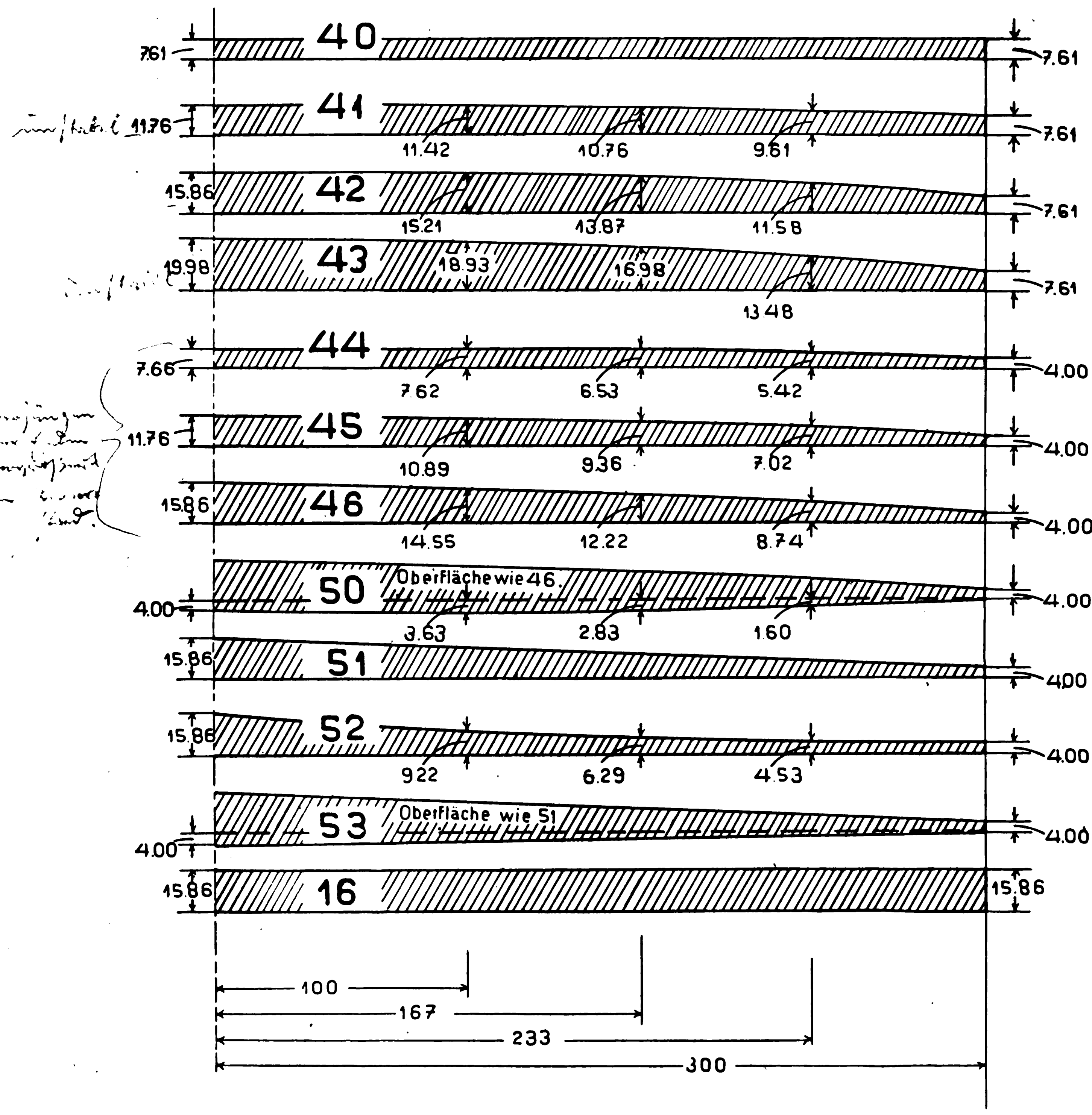


Abb. 6 von vorn. Schnitte der Flügel quer zur Flugrichtung durch dickste Stelle bei $1/3$ Flügeltiefe. Die Maße sind in Hundertstel der Flügeltiefe angegeben.

(Schluß folgt.)

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40 pt. Telefon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 22 844.

1. Zur Aufklärung: Die Anmeldungen zur Teilnahme an den Besichtigungen gelegentlich der VI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung gingen größtenteils erst nach Anmeldeschluß des dafür gesetzten Termines ein. Um trotzdem allen Anforderungen gerecht zu werden, war die Geschäftsstelle genötigt, in letzter Stunde die Stellung eines Verwaltungssonderzuges zu veranlassen. Die Verhandlungen darüber zogen sich infolgedessen bis zur Abfahrt hin. Die Abholung der Teilnehmer von der Groß-Funkstation Nauen direkt konnte erst telephonisch von Nauen erreicht werden.

2. Das 1. Beiheft zu unserer Zeitschrift ist erschienen und sämtlichen Mitgliedern zugesandt. Da unsere Kasse durch die sich belaufenden Unkosten außerordentlich in Anspruch genommen wird, bitten wir um Rückerstattung ungefähren Selbstkostenbetrages von M. 15,— für das Exemplar. Einzahlungen sind auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22 844 zu leisten.

3. Das 2. Beiheft zur ZFM ist ebenfalls erschienen und soll nach Bestellung an die Mitglieder versandt werden. Es enthält folgende Aufsätze:

»Tragflügeltheorie«. Von A. Betz, Göttingen.

»Die Berechnung von Luftschrauben mittels Propellerpolaren«. Von Georg Koenig, Berlin.

Das Heft kostet für Mitglieder M. 6,50 und wird nur auf ausdrücklichen Wunsch von der Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt versandt.

4. Infolge der Teuerung und der damit verbundenen Geschäftskosten ist die WGL genötigt, ihre Einnahmen zu erhöhen. Um aber einer Erhöhung des Mitgliedbeitrages aus dem Wege zu gehen, wurde auf der VI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung beschlossen, für das Geschäftsjahr 1920 einen Teuerungszuschlag von M. 20,— zu erheben. Wir bitten unsere Mitglieder, in Anbetracht der ungünstigen finanziellen Lage, diesen Betrag von M. 20,— auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22 844 einzahlen zu wollen.

5. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Ing. Philipp von Doepp, Dessau, Blumenthalstr. 6 II.

Ing. Technolog Dipl.-Ing. Oskar Serafinowicz, Berlin W 50, Geisbergstr. 2.

Stud. ing. Otto Adolf Günther, Zehlendorf Wsb., Handjerystr. 22.

C. L. Egtvedt, Boring Aeroplane Co. Seattle, Washington U. S. A.

von Dickhuth-Harrach, Berlin W 50, Nürnbergerstr. 28.

Heinrich Th. Barth, Nürnberg, Gut Weigelshof.

Dr. Neuber Frhr. von Neuberg, Charlottenburg, Kaiserdamm 99.

Exzellenz Walter von Eberhardt, Charlottenburg, Giesebrechtstr. 11.

Dipl.-Ing. Ernst Zindel, Dessau, Gartenstadt Askania, Herzog-Friedrich-Ring 75 b. Giese.

Mar.-Ing. Kurt Entz, Berlin-Friedenau, Südwestkorso 12.

Außerordentliche Mitglieder:

Flugverein Münster E. V., Münster i. W., Eisenbahnstraße 9.

Landesverband Mecklenburg des Deutschen Luftflottenvereins, Rostock i. Mecklbg., Universität, Lesezimmer.

6. Adressenänderungen:

Marinebaumeister von den Steinen, Kiel, Bartelsallee 13.

Dipl.-Ing. Hans Zeyssig, Potsdam, Viktoriastr. 62.

Ing. Georg Rothgießer, Berlin C. 19, Roß-Str. 6.

Obering. Jos. Schröder, Dessau, Steueschestr. 48.

Direktor Kiefer, Seddin (Luftschiffhafen) b. Stolp i. Pom.

Waldemar Heinrich, Halle a. S., Schillerstr. 46.

Dipl.-Ing. Schleusner, Stettin, Deutschestr. 9.

Dr. Schiller, Leipzig, Physikalisches Institut, Linnéstraße 5.

7. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unser Mitglied Dr. Dieckmann ist zum Professor ernannt.

Unser Mitglied Dr.-Ing. Wilhelm Hoff wurde zum Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof gewählt und ist vom Reichsverkehrsminister bestätigt.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

Luftpost Paris-London. Die Herabsetzung der Portogebühren war bereits seit längerer Zeit von der Post- und Telegraphenverwaltung erwogen worden. Sie ist nunmehr vom 15. 9. 1920 ab in Kraft getreten, und zwar beträgt von diesem Tage ab der Portozuschlag für Beförderung durch Luftpost nicht mehr 3 Frs., sondern 0,75 Frs. für Briefe bis 20 gr. (»l'Auto«, Paris, 15. 9. 1920.) Hu. **20/01. 21.**

Luftpostverkehr Warschau—Paris. Vom 21. 9. 1920 ab soll ein Postluftverkehr zwischen Warschau, Prag, Straßburg und Paris eingerichtet werden. Die Strecke Warschau—Prag dauert drei, Warschau—Straßburg sechs und Warschau—Paris neun Stunden. Vorläufig starten die Flugzeuge viermal wöchentlich ab Warschau, und zwar um acht Uhr vormittags. (»Neue Berl. 12 Uhr Mitt.-Ztg.«, Berlin, 21. 9. 1920.) **20/01. 22.**

Die Strecke Paris—Straßburg der »Compagnie franco-roumaine« ist am 20. 9. eröffnet worden. Das erste Flugzeug ist trotz sehr ungünstiger Witterung pünktlich auf dem Polygon von Neudorf bei Straßburg gelandet. Befördert wurden Post- und Warensendungen.

Flugplan:
Paris—Straßburg: Montag, Mittwoch und Freitag, Abflug 10 Uhr vorm.; Ankunft 12,45 mittags.
Straßburg—Paris: Dienstag, Donnerstag und Sonnabend, Abflug 10 Uhr vorm.; Ankunft 12,45 mittags.

Posttarif: bis 20 gr 1 Frs.
20 gr bis 100 gr 2 Frs.
100 gr bis 200 gr 3 Frs.

Freimachen, einschl. Zuschlag für Luftbeförderung, gewöhnliche Briefmarken. Jeder Brief, der vor 9,15 Uhr vorm. auf der Post abgegeben ist, geht mit dem Flugzeug um 10 Uhr vorm. ab. Die Verteilung am Bestimmungsort geschieht durch Eilboten.

Tarif für Reisende: 500 Frs. (einschl. 5 kg Freigepäck). Über 5 kg Gepäck kostet je kg 10 Frs. Die Fluggäste werden mit Kraftwagen vor dem Bureau der Agenturen abgeholt. Das Bureau der »Compagnie franco-roumaine« befindet sich Straßburg, Vieux-Marché-aux-Vins 31. **20/01. 23.**

Neue Luftverkehrslinie Paris—London am 13. 9. von der »Air Post of Banks Ltd.« mit einem Westland-Limousinenflugzeug unter Führung von F. C. Courtney, dem Sieger im Luftderby, eröffnet. Die Linie ist nach Anzeige im »L'Air« hauptsächlich für Bankiers u. dgl., sowie zur Schnellbeförderung von Wert- und Handelspapieren bestimmt.

Verkehr zweimal täglich.

Tarif für Reisende: 600 Frs. mit 15 kg Freigepäck und Versicherung auf 50 000 Frs. Gepäck über 15 kg 6 Frs. je kg.

Tarif für Waren (im September):
von 1— 5 kg 10 Frs. je kg, von 10—20 kg 7,50 Frs.
» 5—10 » 8 » » » » 20 kg und darüber 6,50 Frs.
Mindestsatz 8 Frs. für ein befördertes Stück.
Zuschlag für Versicherungen: 4 Frs. für 1000 Frs.
Zerbrechliche Gegenstände: 5 » » 1000 »
Höchstmaaße der Gegenstände: 1 m × 0,40 m × 0,40 m.
Zuschlag für Zollabfertigung 0,50 Frs. je Stück.

Alle Gegenstände, die bei den Agenturen von 1,30 Uhr nachm. aufgeliefert sind, werden in spätestens 24 Stunden an ihren Bestimmungsort befördert. Der Kraftwagen zum Flugplatz verläßt das Zentrum von Paris und London 8 Uhr vorm. und 2 Uhr nachm.

Ankunft des Flugzeuges in London und Paris 12 Uhr vorm. und 6 Uhr nachm. (»L'Air«, Paris, Nr. 20, 5. 9. 20.) Hu. **20/01. 24.**

Antwerpen—Brüssel—Paris. Neuer Personentarif, gültig ab 6. 9. 20:

Einfacher Flug . . . 400 Frs.,
Flug hin und zurück 650 Frs.

Einbegriffen ist Kraftwagen zum Flugplatz und 15 kg Freigepäck. Durchschnittsdauer des Fluges Antwerpen—Paris 3¼ Stunden.

In jeder Richtung täglich zwei Abflüge, um 7,30 und 2 Uhr, so daß man an einem Tage nach Paris fliegen und nach Erledigung seiner Geschäfte wieder nach Antwerpen zurückkehren kann. Hauptagentur: Bureau des S. N. E. T. A., Brüssel, Aérodrome de Wilryk. (»Neptune«, Antwerpen, 5. 9. 20.) Hu. **20/01. 26.**

Der Luftverkehr Stockholm—Helsingfors wurde als Versuchsstrecke bei Zweiwochenfahrten in jeder Richtung von der »Svenska Lufttrafinbolag« begonnen. Es werden Wasserflugzeuge (Fassungsvermögen 40 Passagiere) eingestellt. Fahrtkosten ca. 500 Kronen. (»Auto-Liga«, Dresden, Nr. 20, 25. 9. 20.) **20/02. 04.**

Verkehrsleistungen der Luftlinien Brüssel—Paris und Brüssel—London im August 1920.

	Brüssel-Paris	Paris-Brüssel	Brüssel-London	London-Brüssel
Ausgeführte Flüge . .	51	52	26	27
Zahl der Fluggäste . .	26	37	52	30
Beförderte Waren. . .	31 kg	348 kg	45 kg	175 kg
Beförderte Post . . .	22 kg	9 kg	40 kg	66 kg

(»l'Auto«, Paris, 22. 9. 20.) Hu. **20/02. 08.**

Der **Französisch-Spanische Luftpostdienst** der Gesellschaft »C. F. B. de Transportes Aeronauticos« hat seit Eröffnung der Strecke Bilbao—Bayonne 28 Flüge flugplanmäßig ausgeführt mit folgenden Wasserflugzeugen: 5 »Levy« mit 300 PS Renault-Motoren; 6 »Tellier« mit 200 PS Hispano-Suiza-Motoren und 5 »Farman« mit 130 PS Renault-Motoren. (»Revista Bilbao«, 11. September 1920.) v. K. **20/02. 10.**

Wettbewerbe.

Schneider-Pokal. Dieser viel besprochene, früher sehr umstrittene internationale Wettbewerb (Schnelligkeitsprüfung) wurde am 22. 9. dadurch erledigt, daß der einzige am Start erschienene Bewerber, Kommandant Louis Bologna auf Savoya-Wasserflugzeuge den Pokal davontrug. Er legte, trotz starker Behinderung durch Windböen von 4—9 m/s die Strecke von 375,56 km in 2 h 10 min 36 s, also mit rd. 172 km/h zurück. (»l'Auto«-Paris, 23. 9. 20.) Hu. **20/02. 14.**

Gordon-Bennet-Pokal. (S. 20/01. 27.) Sieger der Franzose Sadi Lecointe mit 271,5 km/h.

Nach dem Ausscheidungsrennen hatte sich folgende Reihenfolge der Bewerber ergeben:

1. Major Schröder (Ver. Staaten), Verville-Doppeldecker mit 550 PS-Packard-Motor.
2. H. M. Rinehart (Ver. Staaten), Dayton-Wright-Eindecker mit 300 PS-Holl-Scott-Motor.
3. Raynham (England), Martinsyde-Doppeldecker mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor.
4. Bernard de Romanet (Frankreich), Spad-Doppeldecker mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor.
5. Sadi Lecointe (Frankreich), Nieuport-Doppeldecker mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor.
6. Kirch (Frankreich), Nieuport-Doppeldecker mit 300 PS-Hispano-Suiza-Motor.

Beim eigentlichen Wettbewerb mußten 300 km (dreimal die Strecke Villesauvage—La Marmagne und zurück), zurückgelegt werden.

Nur einmaliger Start und nur ein Bewerbungsflug gestattet und nur zwischen 7 Uhr Vorm. bis 6 Uhr Nachm. Preis: 20 000 Frs. für den Sieger. Wenn außerdem Frankreich wiederum gewann, mußte der Gordon-Bennet-Pokal nach den Bestimmungen endgültig dem Aero-Club von Frankreich zuerkannt werden.

Ergebnis:

1. Sadi Lecointe, 300 km in 1 h 06 min $17^1/_5$ s; Durchschnittsgeschwindigkeit: 271,547 km (beim Ausscheidungsrennen: 279,503 km/h).
2. Bernard de Romanet, 1 h 39 min $50^2/_5$ s; Durchschnittsgeschwindigkeit: 179,500 km. 100 km weniger als Lecointe, infolge

Zwischenlandung nach 200 km wegen Versagens des Öl-Manometers. Tatsächliche Durchschnittsgeschwindigkeit ohne den Zeitverlust: 259 km.

Es schieden aus:
Kirch (Nieuport), wegen verölter Zündkerzen,
Schroeder (Verville), wegen Brandgefahr,
Rinehart (Wright), wegen Versagens der Steuerung,
Raynham (Martinsyde), wegen Bruchs der Ölleitung.
(Nach »l'Auto«-Paris, v. 26./29. 9. 20.) Hu. **20/02. 12.**

Eine **neue amerikanische Preisstiftung in Amerika.** Der Aero-Club von Texas hat einen internationalen Luftfahrt-Preis in Höhe von 2700 Pf. Stg. gestiftet. — Veranlassung hierzu war die endgültige Zuerteilung des Gordon-Bennet-Pokals an Frankreich. (»The Times«, London, 1. 10. 1920.) **ND 40.**

Deutschland.

Flugpost Augsburg—München—Frankfurt/Main. Das Reichspostministerium hat der Bayerischen Rumplerwerke A. G. die Flugpostbeförderung auf dieser Linie übertragen. Die Strecke war ursprünglich für die Dauer der dritten Frankfurter Herbstmesse vom 3. bis 9. d. M. eingerichtet (s. 20/01. 13) und wird jetzt bis auf weiteres aufrechterhalten. **20/02. 01.**

Deutsche Luftreedereien. Liste der zum Luftverkehr zugelassenen Unternehmungen.

1. Casparwerke G. m. b. H., Travemünde-Priwall.
2. Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz, Zeesen bei Königswusterhausen.
3. Deutsche Luftreederei G. m. b. H., Berlin NW 7, Sommerstr. 4.
4. Kondor-Flugzeugwerke, Berlin-Charlottenburg, Witzlebenstr. 15.
5. Deutsche Flugzeugwerke Leipzig, Leipzig-Großzschocher.
6. Albatroswerke, Berlin-Johannisthal, Flugplatz.
7. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Sindelfingen.
8. Sablatnig Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin W. 9, Bellevuestr. 5 a.
9. Hannoversche Waggonfabrik, Hannover-Linden.
10. Rumpler-Werke A. G., Berlin-Johannisthal.
11. Junkers-Flugzeugbau A. G., Dessau.
12. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin W. 62, Kleiststr. 8.
13. Bayerische Rumpler-Werke, Augsburg.
14. Badische Luftverkehrs-Gesellschaft, Baden-Baden.
15. Nordflug-Werke G. m. b. H., Teltow.
16. Luftbild G. m. b. H., Berlin W., Unter den Linden 56.
17. Roland-Maschinenbau G. m. b. H., Berlin-Charlottenburg, Rognitzstraße.
18. Germania Flugzeugwerke G. m. b. H., Leipzig, Luftschiffhallen.
19. Luft-Verkehrs-Gesellschaft, Berlin-Johannisthal, Groß-Berliner Damm 102—104.
20. Deutsche Luftschiffahrts-A. G., Frankfurt a. M., Zweiganstalt Friedrichshafen.
21. Automobil u. Aviatik A. G., Leipzig-Heiterblick.
22. Märkischer Luftverkehr G. m. b. H., Neuruppin.
23. Paul Strähle, Schorndorf in Württbg.
24. Sächsische Luftreederei, Dresden.
25. Magdeburger Passagierflug-Gesellschaft, Magdeburg, Joh. Eckert.
26. Siemens & Halske A. G., Siemensstadt bei Berlin.
27. Luftreederei Magdeburg G. m. b. H., Magdeburg, Königsborner Str. 9.
28. Luftbildvermessungstrupp der Landesaufnahme, Adlershof.
29. Luftreederei Max Schüler, Berlin NW. 40, Heidestr. 14.
30. Bayerischer Luft-Lloyd G. m. b. H., München.
31. Werner von Heeringen, Berlin, Dorotheenstr. 68.
32. Zeppelin-Werke G. m. b. H., Staaken bei Spandau.
33. Zeppelinwerk Lindau G. m. b. H., Friedrichshafen-Seemoos.
34. Danziger Luftreederei, Danzig.
35. Deutscher Luft-Lloyd, Berlin-Johannisthal, Sternplatz 6.
36. Schweriner Industriewerke G. m. b. H., Schwerin i. Meckl.
37. Ostdeutsche Landwerkstätten, Siedlungsgesellschaft Seerappen G. m. b. H., Seerappen b. Königsberg. **20/01. 12.**

Die **Bayerische Rumplerwerke Akt.-Ges.** erhöhte ihr Aktienkapital um 1 Million Mark auf 2,5 Millionen Mark. Die ab 1. Oktober dividendenberechtigten neuen Aktien werden den Aktionären zu 100 vH im Verhältnis von 3:2 angeboten. (»Ind.- u. Handels-Ztg.«, Berlin, 14. 10. 20.) **ND 40.**

Amerika.

Zuverlässigkeits-Übersicht über den amerikanischen Luftpostdienst während des Monats **Mai 1920**, veröffentlicht vom Gehilfen des »Postmaster General«.

Flugstrecke	pünktlich gestartet	pünktlich gelandet	ohne Notlandung	ohne Flugzeug-Beschädigung	Durchschnitt pro Flugstrecke
	vH	vH	vH	vH	vH
New York—Wash.	72	85	93	100	88
New York—Clevel.	51	86	93	98	82
Cleveland Chikago	79	65	71	90	76
Chikago—Omaka	78	82	91	100	88

Die Prozentzahlen bedeuten:

Pünktlicher Start: Das Flugzeug ist nicht später als 15 Minuten nach der festgesetzten Zeit gestartet.

Pünktlich gelandet: Planmäßige Geschwindigkeit ist innegehalten, nämlich bei Curtiß R 4 Flugzeugen 120 km/h, bei DH 4 und Glenn Martin-Flugzeugen 128 km/h.

Ohne Notlandung: Flug ohne Unterbrechung.

Ohne Flugzeugbeschädigung: Ohne jede Beschädigung des Motors oder Flugzeugs, auch bei der Landung. (»Aerial Age«, Nr. 24, 23. 8. 20.) v. K. **20/02. 27.**

Luftpostverkehr New York—San Francisco planmäßig am 8. 9. 1920 eröffnet. Ein D H.-Flugzeug, das an diesem Tage 6,30 Uhr vormittags in Mineola startete, ist am 11. 9. 1920 2,30 Uhr nachmittags nach einem Flug von genau 80 Stunden in San Francisco gelandet. Die Flugstrecke führte von Mineola über Cleveland, Chicago, Cheyenne, Salt Lake City und Reno. Über den Rocky Mountains mußte der Pilot 300—400 km weit in einer Durchschnittshöhe von 4000 m fliegen. Um jede Störung bei Landungen zu vermeiden, wird die Post für die einzelnen Städte im Fallschirm zur Erde gelassen. Der Generaldirektor des Luftpostdienstes, Major Lent, hofft durch das neue Beförderungsmittel den Postverkehr vom Atlantischen zum Stillen Ozean und zurück um 34 Stunden, d. h. um 1½ Tag zu verkürzen. Ein Portozuschlag für Luftbeförderung wird nicht erhoben. Mit ihren 4265 km ist die Linie New York—San Francisco die längste bisher existierende, die nächstgrößte ist Toulouse—Casablanca mit 1400 km. In Dienst gestellt sind bis jetzt nur drei Metallflugzeuge. (»l'Auto«, Paris, 16. 9. 1920.) Hu. **20/02. 29.**

Glasschutz gegen Feuchtigkeit. Leutnant Atwater vom amerikanischen Fliegerkorps hat eine neue Flüssigkeit erfunden, die das Beschlagen auf Brillengläsern, Windschutzscheiben usw. durch Feuchtigkeit verhindert. Zahlreiche Versuche mit dieser Flüssigkeit (die der Erfinder »Crystal On« nennt) haben ergeben, daß die damit eingeriebenen Glasflächen trotz Regen und Nebel klar und durchsichtig bleiben. »Crystal On« soll zunächst in Charleston (South Carolina) hergestellt werden. (»Aerial Age«, Nr. 24 vom 23. 8. 20.) **ND 40.**

England.

Feuerschaden in den Martinsyde-Werken. Am 25. September wurde ein großer Teil der Martinsyde-Bauhallen in Woking durch Feuer vernichtet. Der Schaden wird auf mehrere 1000 Pf. St. geschätzt. (»The Times«, London, 27. 9. 1920.) **ND 40.**

Neueingetragene Gesellschaft. Adastral Air Lines, Ltd. Privat-Gesellschaft. Eingetragen am 10. September 1920. Kapital 3000 Pf. St. in 2850 gewöhnlichen Aktien zu 1 Pf. St. und 3000 Vorzugsaktien zu 1 sh. Luftfahrzeug-Beförderung von Passagieren und Fracht. Büro: London S.W. 1, Regent Street 16. (»The Aeroplane«, Nr. 12, 22. 9. 1920.) **ND 40.**

Frankreich.

Verkehrserleichterungen für Zivilflieger. Verfügung des französischen Kriegsministers. Bei Vorzeigen eines vom »Service de la Navigation Aérienne« des »Sous-Secrétariat d'Etat de l'Aéronautique et des Transports Aériens« ausgestellten Ausweises können fremde Zivilflieger von den Dienststellen und Einrichtungen des französischen Flugwesens gegen Erstattung der Kosten Brennstoff beziehen und sonstige Unterstützung erhalten, einerlei ob sie einer Luftverkehrsgesellschaft, mit der Verträge bestehen, angehören oder nicht. Der Betrag der entstehenden Kosten ist von den Beteiligten vorher zu Händen der verantwortlichen Offiziere oder deren Vertreter zu entrichten. (»La Suisse Aérienne«, Bern, Nr. 16, 25. 8. 1920, S. 244.) Hu. **20/01. 32.**

Ein einheitliches Luftministerium. Im »Auto«, Paris, vom 5. 10. wird wieder eine dringende Forderung nach einem einheitlichen Luftministerium erhoben. »Dieses allein kann Frankreich eine bedeutende Luftfahrt verschaffen!« Verlangt wird vor allem einheitliche Fürsorge für Militär- (Land- und Marine-) und Zivilluftfahrt, die sich gegenseitig stützen und fördern sollen und Leitung durch einen Chef. Technische Laboratorien, Personal, Flugplätze, Konstruktionsfirmen sollen gemeinsam sein. »Vereint werden sie zur Macht werden!« Hu. **20/02. 17.**

Neue Flugleistung. Der französische Flieger Fronval hat am 7. Oktober in Villacoublay eine interessante Leistung ausgeführt, indem er auf einem 80 PS Morane-Saulnier-Eindecker mit festgebundenem Steuerknüppel den Flugplatz mehrere Male umflog und hierauf glatt landete. (»The Times«, London, 8. 10. 20.) **ND 40.**

Peru.

Luftverkehr in Mexiko. Mitteilung des Postministers: Der zwischen Mexiko und Tampico (Hafen am Golf, etwa 400 km) geplante Luftverkehr ist von der Regierung genehmigt. Es werden Flugzeuge mexikanischen Ursprungs in Dienst gestellt. (»l'Air«-Paris, Nr. 21, 20. 9. 20, S. 23.) Hu. **20/01. 42.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Das Verkehrsprofil. Die Ausgaben einer Verkehrsgesellschaft 20 vH Brennstoffe und ähnliches, 45 vH Versicherung und Abnutzung, 35 vH Gehälter, Flugplatz usw. Das erste wächst mit der Motorleistung, das zweite mit den Anschaffungskosten, das dritte mit der Flugplatzgröße. Eine Verbesserung des Auftriebsbeiwertes, dessen Höchstwert mit 1,00 angenommen wird, um 20 und 30 vH bringt eine Vergrößerung der Nutzlast um 60 und 95 vH. Es erscheint daher notwendig, nach einem Profil mit hohem Auftrieb ohne Herabsetzung der Reisegeschwindigkeit und Erschwerung der Quersteuerung mit sich bringen zu suchen. (Gemeint ist wohl der Alula-Tragflügel.) — Cowlin, Aircraft Engineering, Bd. 1. Juni 1920, S. 165/166 (3½ Sp., o. Abb.). Hn. **20/01. 01.**

Flugzeugbau. Entwurf von Flugzeugen mit Rücksicht auf Sicherheit. Der Schiffbauer ist durch jahrelange Erfahrung sehr sicher geworden. Soll er aber ein Boot bauen, das den Hafen nicht unter 80—90 km/h Geschwindigkeit verlassen kann, das, wenn der Motor aussetzt, sofort einen Hafen braucht, bei dem die Antriebsmaschine während der Fahrt nicht zugänglich ist, das bei jeder Kleinigkeit zerlegt und in Teilen weite Strecken transportiert werden muß, das bei Wind und Wellen, sobald man das Steuer losläßt, kentert, so steht er vor denselben Schwierigkeiten wie der Flugzeugbauer.

Die Erhöhung der durchschnittlichen Flächenbelastung von 40 auf 50 kg/m² bringt größeren Nutzlastanteil und höhere Landegeschwindigkeit. Bei Seeflugzeugen ist das nicht so schlimm wie bei Landflugzeugen. Man versucht jetzt die Landegeschwindigkeit durch Bau von Flugzeugen mit veränderlichem Profil herabzudrücken.

Der Sicherheitsgrad bei anderen Bauten wird im Flugzeug durch das Lastvielfache vertreten. Durch Unterteilung des Triebwerkes wird er im allgemeinen erhöht, damit werden aber andere Nachteile in Kauf genommen. Bei Höhen unter 100 m ist das Mehrmotorenflugzeug ein Vielfaches unsicherer als das einmotorige.

Stabilität erhöht die Sicherheit. Gegenwärtig haben wir sehr viele unstabile Verkehrsflugzeuge. Doch kann man durch Kanalversuche und wenige Änderungen am ausgeführten Flugzeug vollkommene Stabilität erreichen. Dann braucht man nur geringen Sicherheitsgrad. Eine internationale Vereinbarung der Sicherheitszahlen ist erwünscht. Das allein tut es aber nicht. Ob der Rumpf aus Sperrholz oder als Holzdrahtboot, ob das Flugzeug als Ein-, Doppel- oder Dreidecker gebaut, ob es als Schwimmerflugzeug oder Flugboot mit oder ohne verdeckten Führersitz, mit oder ohne Stoßräder gebaut ist, all das und vieles andere muß der Versicherungsagent berücksichtigen. Metallflugzeuge haben längere Lebensdauer, allerdings müssen Stahlteile gegen Rost geschützt sein. (Fortsetzung folgt). — A. Bristow, Aircraft Engineering, Bd. 1, März, April 1920, S. 86/87 und 118/119 (11 Sp., o. Abb.). Hn. **20/01. 02.**

Flugzeugberechnung. Der überzogene Flug, seine Gefahren und seine Beeinflussung durch die Konstruktion. — L. Hopf, Beihefte der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Bd. 1, Juni 1920, S. 72/80 (17 Sp., 14 Schaub.). Hn. **20/01 04.**

Flugzeugberechnung. Prandtls Theorie und ihre Anwendung auf den Flugzeugbau. Amerikanische Eindeckerversuche mit Seitenverhältnis 5 und 9 ergaben eine Umrechnungsformel, die mit der aus der Theorie abgeleiteten sehr gut übereinstimmt. Die aus der gleichen Theorie folgenden Anstellwinkeländerungen stimmen nicht so genau mit dem Versuch überein, ebenso die Umrechnung der Beiwerte vom Eindecker auf den Doppeldecker. Jedoch ist die Annäherung bei den gebräuchlichen Anordnungen für die Praxis ausreichend. Der Fehler des Widerstandsbeiwertes betrug 4 vH. Man kann aber mit Hilfe dieser Theorie allgemein zeigen, daß der Widerstand eines Doppeldeckers 20 vH kleiner als der eines Eindeckers mit gleicher Profilform und Flächengröße ist. Wenn man jedoch die Beeinträchtigung des Auftriebsbeiwertes und die zur Erzielung des gleichen Auftriebs notwendige Fläche berücksichtigt, hat man nur noch einen 12 vH besseren Widerstand. Damit ist bewiesen, daß aerodynamisch der Doppeldecker besser ist, und, wenn der Einfluß der Staffelung mit größerer Genauigkeit erfaßt werden kann, ist man in der Lage, die beste Flügelanordnung für jeden Einzelfall zu bestimmen. — W. H. Glauert, Aircraft Engineering, Bd. 1, Juni 1920, S. 160/161 (6 Sp., 1 Schaub.). Hn. **20/01. 05.**

Flugzeugberechnung. Höchstleistungen von Flugzeugen. Untersuchung über das Zukunfts-Verkehrsflugzeug von größtmöglichen Abmessungen. An der Berechnung eines 4000 PS-Rieseneindeckers von 60 t Gewicht, aus Duralumin wird gezeigt, daß selbst bei 43 kg/m² Flächenbelastung und 15 kg/PS Leistungsbelastung der Aufbau, vor allem der Holme, recht schwer wird. Für Benzin und Öl bleiben schließlich 15,5 t, was einer Flugdauer von 16,5 h bei 150 km/h Geschwindigkeit, also 2480 km Flugweite, entspricht. Dabei ergibt sich: durch noch so starke Vergrößerung von Flugzeugen können Nutzlast und Flugweite nicht wesentlich erhöht werden. Die Zukunft der Riesenflugzeuge liegt in sehr großen Höhen, und Holland ist der geeignete Boden für diese Entwicklung. — (Fortsetzung und Schluß von 3404, Luru S. 72). Joh. Schwengler, Het Vliegveld, Bd. 4, 31. Juli und 28. August 1920, S. 262/269 und 294/297 (20 Sp., 12 Abb., mehrere Zahlentafeln der Gewichte usw.).

Höchstleistungen von Flugzeugen? Was sollen die vorstehenden Erörterungen? Beim Vergrößern der Flugzeugabmessungen wächst das Fachwerk nach drei Dimensionen, kann also nicht verhältnismäßig leichter werden. Warum führt Schwengler die Konstruktion eines Überriesenflugzeuges so ausführlich durch, wenn er doch nur zu dem Schluß kommt, daß es unmöglich ist? — B. Stephan, Het Vliegveld, Bd. 4, 31. Juli und 28. August 1920, S. 297/298 (1 Sp., o. Abb.). E. **20/01. 06.**

Flugzeugberechnung. Um aus einer großen Zahl verschiedener Profile das geeignetste für einen bestimmten Zweck zu finden, stellt man in einer Tabelle zusammen:

1. Den größten Auftriebsbeiwert. Die Landegeschwindigkeiten zweier bis auf das Profil gleicher Flugzeuge entsprechen der Wurzel aus diesem.
2. Die beste Gleitzahl für die Berechnung des Sparfluges.
3. Die Gleitzahl bei einem Auftriebsbeiwert von etwa $c_a = 0{,}157$, zur Berechnung hoher Geschwindigkeiten.
4. Die Quadratwurzel aus dem Auftriebsbeiwert multipliziert mit der Kubikwurzel aus dem Verhältnis: Auftrieb durch Widerstand, bei den Auftriebsbeiwerten 0,157 und 0,314 (entsprechend den amerikanischen Beiwerten 0,004 und 0,008). Der Geschwindigkeitsbereich ist diesem proportional.
5. Den größten Wert von $c_a{}^3/c_w{}^2$.
6. Die Lage des Druckpunktes bei einem Auftriebsbeiwert 0,157.

7—9. Die Profilhöhe bei 10, 15 und 70 vH der Flügeltiefe.

Ein Profil kann nie allen Anforderungen genügen. Das kann nur veränderliche Flächengröße und verstellbares Profil. — W. F. Gerhardt, B. C. Boulton und L. V. Kerber, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 30. August 1920, S. 839 bis 841 (5½ Sp., 3 Zahlentaf. amerikanischer Profile mit den oben genannten Angaben und Besprechung der Zahlenwerte). Hn. **20/01. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Deutsche Seeflugzeuge. (Historisch.) — E. Hildesheim, The Aeroplane, Bd. 18, 15. September 1920, S. 522/524 (3 Sp., 4 Abb.). Hn. **20/01. 09.**

Flugzeugbeschreibung. D. F. W.-Flugzeuge. Bei Beginn des Waffenstillstandes wurde der Entwurf eines Flugzeuges fertig mit acht 270 PS-Motoren in einem gemeinsamen Raum, jeder durch Auslegergetriebe mit einer Luftschraube gekuppelt. Außerdem noch ein 110 PS-Mercedes für den Vorverdichter. 2,5 t Bomben. Ein Riesenflugzeug mit vier 260 PS-Mercedes wurde nach der Revolution zum Reiseflugzeug umgebaut. Bemerkenswert ist noch der am 25. April 1918 fertiggestellte Kampfeinsitzer mit 160 PS-Mercedes, am Oberdeck hängendem Kühler, Nabenhaube und Sperrholzrumpf. Ein Stielpaar. Normale Verspannung. Flächenbelastung 36 kg/m². Geschwindigkeit 177 km/h. Steigzeit auf 5 km 20 min. — E. Hildesheim, The Aeroplane, Bd. 18, 8. September 1920, S. 486/490 (5½ Sp., 8 Abb.). Hn. **20/01. 10.**

Flugzeugbeschreibung. Die Brandenburg-Seeflugzeuge. (Historisch.) — The Aeroplane, Bd. 18, 16. September 1920, S. 524 bis 526 (2 Sp., 3 Abb.). Hn. **20/01. 11.**

Flugzeugbeschreibung. Der Dayton-Wright-Renneindecker für den Gordon-Bennet-Pokal hat einen 250 PS-Liberty-Hall-Scott. Geschwindigkeit 300 km/h nach französischer und 346 km/h nach amerikanischer Quelle. Wenn das Fahrgestell eingezogen wird, wird das Tragflügelprofil zwangläufig mit verstellt. Freitragende Sperrholzflügel. Geschlossener Führersitz. Spannweite 6,85, Länge 6,6 m. Vgl. 3705. — L'Air, Bd. 1, 20. September 1920, S. 13 (¼ Sp., 1 Abb.), auch Aerial Age Weekly, Bd. 11, 30. August 1920, S. 832 (1 Abb., o. Text). Hn. **20/01. 12.**

Flugzeugbeschreibung. Das Rennflugzeug der amerikanischen Armee hat einen 600 PS-Packard. I-Stiele. Beiderseits 4 (!) Tragseile. Querruder am Unterflügel. — L'Air, Bd. 1, 20. September 1920, S. 13 (1/4 Sp., 1 Abb.), auch Aerial Age Weekly, Bd. 11, 30. August 1920, S. 833 (1 Licht., o. Text). Hn. **20/01. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Schwimmerflugzeuge, Flugboote im Luftverkehr. Welche Art ist besser? England baute zu Anfang des Krieges Schwimmerflugzeuge, später Flugboote, zuletzt mit 2 × 350 PS, Deutschland blieb bei ersteren und vervollkommnete sie zu höherer Seetüchtigkeit. Die Wasserflugzeuge mit zwei 230 PS-Motoren waren weniger seetüchtig. Die englischen 700 PS-Flugboote hatten längeren Anlauf, waren aber ebenso seetüchtig wie die deutschen 230 PS-Schwimmerflugzeuge, können jedoch nicht mit einem einzigen Motor fliegen, die Notlandewahrscheinlichkeit ist daher verdoppelt. Drei und mehr Motoren sind unwirtschaftlich. Die beste Seefähigkeit haben große Flugboote. Deutschland baut neuerdings solche als Eindecker mit zwei oder vier Motoren. Da der Flügel zu hoch liegt, um Hilfsschwimmer zu tragen, ist das Boot durch Schwimmkörper verbreitert; die Stabilität läßt noch zu wünschen übrig. Für Holland sind Seeflugzeuge nützlich zum Verkehr mit den östlichen Häfen von England und Schottland, nach West-Dänemark und West-Norwegen sowie nach Ost-Indien, zumal in den dortigen Urwäldern Flugplätze sehr kostspielig anzulegen sind. — H. Nieuwenhuis, Het Vliegveld, Bd. 4, 11. September 1920, S. 315/317 (5 1/2 Sp., 3 Lichtb. von Seeflugzeugen). E. **20/01. 14.**

Flugzeugbeschreibung. Berichtigung zu: Deutsche See-Verkehrsflugzeuge, 2917, Luru S. 230. Die Luft-Verkehrs-Gesellschaft baute schon während des Krieges Seeflugzeuge. Die Ansicht, daß an der L. V. G. W I die Verstrebung von Schwimmkörper mit Rumpf und Zelle »schwerfällig« sei, ist unzutreffend, da alle Streben verkleidet sind und die Verkleidung immer etwa 3 1/2 mal so tief als jeweils der Rohrdurchmesser. Dadurch ist der Widerstand sehr gering, und die Startzeit beträgt nur 14—16 s. — Berichtigung der Firma an die Zeitschrift Schiffbau. Hn. **20/01. 15.**

Flugzeugbeschreibung. Der Junkers-Seezweisitzer. — E. Hildesheim, The Aeroplane, Bd. 18, 15. September 1920, S. 526 (3/4 Sp., 1 Abb.). Hn. **20/01. 16.**

Flugzeugbeschreibung. Das Bischoff-Kleinflugzeug, ganz aus Metall, hat 95 km/h Geschwindigkeit in 0,2 km Höhe, kurzen Start, gute (?) Flugeigenschaften. Motor 16 PS-Clerget-Blin. Spannweite 5,2 m, Länge 3,5 m, Höhe 1,3 m; Fläche 7,5 m². Leergewicht 102 kg. — The Aeroplane, Bd. 18, 15. September 1920, S. 526 (1/4 Sp., o. Abb.). Hn. **20/01. 17.**

Flugzeugteile. Seilendverbindungen. Kurz vor Waffenstillstand wurde von der Edstrom Machinery Co. eine Maschine zum Herstellen von Seilendverbindungen gebaut. Sie spleißt, umwickelt die Spleißung und lötet auch, wenn gewünscht. Die Festigkeit übertrifft durch Gleichmäßigkeit die Handarbeit. Es werden Drahtösen maschinell hergestellt. — Automotive Industries, Bd. 42, 12. Februar 1920, S. 453 (1 Sp., 2 Abb.). Hn. **20/01. 19.**

Flugzeugteile. Der Alula-Tragflügel. Vgl. 3605. — Aerial Age Weekly, Bd. 11, 30. August 1920, S. 836/838 (5 1/2 Sp., 2 Abb.), auch L'Aérophile, Bd. 23, 1./15. August 1920, S. 249/250 (2 3/4 Sp., 3 Abb.) die durch geschicktes Photographieren eines Holzmodelles gewonnen sind). Flugsport Bd. 12, 15. September 1920, S. 442/443 (1 S., 3 Abb. aus dem Aérophile). Hn. **20/01. 20.**

Flugzeugteile. Merkblätter des englischen Luftfahrtministeriums für Werkmeister.

Gummischlauchschellen sind bei Abmessungen bis zu 20 mm lichtem Durchmesser nach vier Monaten und größere nach sechs Monaten Gebrauch besonders sorgfältig zu überwachen. Bis 16 mm Durchmesser sollten mindestens zwei, bis 24 mm drei und bis 40 mm Durchmesser 4 Schichten, Stoff eingelagert sein. Die beste Probe ist, ein Stück 1 h in Benzin zu kochen, dann 24 h in kaltem Benzin liegen zu lassen und danach die Eigenschaften des Gummis und sein Haften an der Stoffeinlage zu prüfen.

Stromliniendrähte dürfen nicht mit der gewöhnlichen Zange angezogen werden, sondern nur mit Sonderwerkzeugen.

Gürtel sind gut zu überwachen. Sie sollen einen Zug von 225 kg aushalten und bei 90 kg Belastung sich noch leicht öffnen lassen. Auch die Ankerplatten sind zu überwachen.

Seilrollen sind bei sandigen Flugplätzen und bei Seeflugzeugen besonders sorgfältig zu behandeln. Die Kabel dürfen bei Sandgefahr in der Nähe der Rollen nicht eingefettet werden.

Bei der Schmiervorrichtung der Napier-Lion-Motoren ist die Rohrleitung so zu legen, daß das Öl oben in das Filter einläuft und von unten durch die Motorpumpe abgesaugt wird. Der Absperrhahn erhält zweckmäßig ein Warnungsschild, das vom Führersitz aus nur, wenn geschlossen, sichtbar ist. — Flight, Bd. 12, 9. September 1920, S. 987 (1 1/2 Sp., o. Abb.). Auch The Aeroplane, Bd. 18, 15. September 1920, S. 528 (1 1/4 Sp., o. Abb.). Hn. **20/01. 22.**

Luftschraubenberechnung. Das Maximum der theoretisch möglichen Ausnutzung des Windes durch Windmotoren. A. Betz, Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen, Bd. 17, 20. September 1920, S. 307/309, (4. Sp., o. Abb.). E. **20/01. 24.**

Luftschiffbeschreibung. Die Entwicklung der unstarren englischen Luftschiffe. (Historisch). — Rafex, Fligth, Bd. 12, 16. September 1920, S. 1002/1005 (7 1/2 Sp., 8 Abb.). Hn. **20/01. 25.**

Motorbau. Genaue Herstellung der Motorgehäuse (Accuracy essential feature of crankcase manufacture). Die National Company in Indianapolis hat die Bearbeitung der Gehäuse ihres Sechszylindermotors verfeinert. Die rohen Gußstücke werden nach Prüfung auf Risse und auf die zulässige Gewichtsgrenze abgeblasen, um die Formsandreste zu entfernen, und dann in ein Bad von kochender Lauge getaucht sowie nachgespült, damit nur vollkommen reine Stücke zur Bearbeitung gelangen. Bei der Bearbeitung selbst wird von der Bodenfläche und den Lagerteilfugen ausgegangen, die mittels eines großen Stirnfräsers abgeschlagen werden. Die folgenden Fräsarbeiten an der oberen Zylinder-Paßfläche werden auf einer Stirnfräsmaschine nach Art einer Hobelmaschine ausgeführt, auf deren Tisch ein Gehäuse vorgerichtet werden kann, während das andere gefräst wird. Nachdem dann noch die Schraubenlöcher für die Verbindungsbolzen des Gehäuses mit dem als Ölfänger dienenden Unterteil auf einer Senkrecht-Bohrmaschine mit 43 Spindeln gebohrt worden sind, werden die Öffnungen für die Lager gebohrt und abgestochen, wofür eine besondere durch Umbau einer Drehbank hergestellte Maschine dient. Das Wesentliche hierbei ist die sehr schwere Einspannvorrichtung, die Formänderungen des Arbeitstückes während der Bearbeitung ausschließt. Auch daß nach dem ersten Fräsen die Gehäuse etwa eine Woche lang liegen bleiben, damit sich die durch die Entfernung der harten Gußhaut frei gewordenen inneren Spannungen auswirken können, bevor der Schlichtspahn genommen wird, erhöht die Genauigkeit. — D. H. Schipper, Automotive Industries, Bd. 42 24. Juni 1920, S. 1458/60 (mit 10 Abb.). Hr. **20/01. 26.**

Motorbeschreibung. Die österreichischen Hiero-Flugmotoren. 1915 brachte die Firma einen 200—215 PS-Sechszylinder-Reihenstandmotor mit 135 mm Bohrung und 180 mm Hub sowie 220 g/PSh Einheitsverbrauch an Benzin heraus. 1916 wurde ein 230—240 PS-Modell fertig mit je zwei Einlaß- und Auslaßventilen, 140 mm Bohrung, 180 mm Hub und 1,67 kg/PS Einheitsgewicht gegen 1,58 kg/PS bei dem älteren Modell. Obenliegende Steuerwelle. 1918 entstand ein 300—320 PS-Motor mit 1,25 kg/PS Einheitsgewicht. — E. Hildesheim, The Aeroplane, Bd. 18, 4. August 1920, S. 300/302 (2 2/3 Sp., 5 Abb.). Hn. **3917**

Motorbeschreibung. Der ABC-Wasp II und der ABC-Dragonfly 1 A. Die Motoren sind luftgekühlt, haben zwei Vergaser und zwei Zündapparate. Zwei Umlaufölpumpen drücken Öl in

Motor		ABC-Wasp II	ABC-Dragonfly
Bauart		7 Zyl. Stern	9 Zyl. Stern
Zylinderbaustoff		Stahl	Stahl
Ventilzahl		2 Aus-, 1 Einlaß	2 Aus-, 1 Einlaß
Bohrung	mm	120	140
Hub	mm	160	165
Leistung, bei 1650 U/min	PS	160	340
Einheitsverbrauch, Benzin	l/PSh	318	318
» Öl	l/PSh	17	40
Gewicht mit Nabe ohne Öl	kg	159	272
Einheitsgewicht	kg/PS	1,00	0,80

die hohle Kurbelwelle, von da geht es durch die Schubstangen zu den Kolbenbolzen. Ölsumpf vorn im Gehäuse. — Aeronautics, Bd. 18, 1. April 1920, S. 279 (3/4 Sp., 2 Abb.). Hn. **3918.**

Motorbeschreibung. Der 185 PS-Bayern-Flugmotor B.M.W. IIIa.

Der B.M.W. IV besitzt noch günstigere Eigenschaften als der B.M.W. IIIa. (Zahlenangaben vgl. 3339, Luru, S. 260.) — O. Schwager, Motorwagen, Bd. 23, 10., 20. und 31. August 1920, S. 399/404, 421/425 441/445 (30 Sp., 3 Abb., 15 Schaubilder und Skizzen, 4 Zahltaf.). W. **20/01. 27.**

Motorkühlung. Versuche an Flugzeugkühlern. Vgl. 3420, Luru S. 275 f. Im allgemeinen ist der Wärmeumsatz abhängig von der Masse der durchströmenden Luft, entspricht dem Temperatur-

unterschied und ist unabhängig von der Dichte. Wirbel im Wasser und die Art des Kühlermetalls sind ohne Einfluß. Der Luftdurchlaß soll möglichst groß sein. Die beste Bauart besteht in 304 mm tiefen und 1,6 mm dicken Platten mit 12,6 mm Abstand von Mitte zu Mitte. Die häufigste Fehlerquelle ist mechanische Undichtheit. Indirekte Kühlflächen sind nur aus Kupfer von Nutzen. — 63. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 14. September 1920, S. 751, S. 1135. Hn. **3919.**

Motorkühlung. Der Entwurf luftgekühlter Zylinder.

1. Volumetrischer Wirkungsgrad. Eine Gasgeschwindigkeit von 60—70 m/s durch das Einlaßventil ergibt die besten Werte. Zur Erreichung eines guten volumetrischen Wirkungsgrades, der 85 vH bei normaler Drehzahl übersteigen kann, ist sorgfältig zu kühlen.

2. Hohes Verdichtungsverhältnis ist zur Erzielung geringen Brennstoffverbrauches erwünscht. Über 1 : 5 wird der Vorteil jedoch gering. Die Ventile werden vorteilhaft schräg angeordnet, damit die Kühlluft zwischen der Rohrleitung hindurch bis an den Zylinderboden zwischen den Ventilen herankommt. Dadurch wird aber die Bauhöhe vergrößert.

3. Niedrige Wärmeverluste werden durch einen Verbrennungsraum mit möglichst kleiner Oberfläche und Zylinderboden aus Aluminiumlegierung erzielt.

4. Mechanischer Wirkungsgrad. Genaue Messungen fehlen. Man kann damit rechnen, daß er mit zunehmendem mittleren Druck besser wird. Zwei gegenüberliegende schräge Ventile haben sich in dieser Beziehung als genügend sicher bewährt.

5. Baustoffe für den Zylinder. Legiertes Aluminium für Zylinderböden am besten. Versuche der R. A. E. zeigten, daß Aluminiumzylinder mit eingeschobener Stahllaufbuchse bei kleinen Ausführungen sehr sicher sind, bei großen Einheiten jedoch Schwierigkeiten machen. Dies wird durch Bau von Stahllaufbuchsen mit Kühlrippen und aufgeschraubtem Aluminiumkopf umgangen. Bronze- oder Stahlventilsitze werden eingegossen oder eingeschraubt oder eingewalzt. Eine Aluminiumlegierung mit 7 vH Kupfer und 1 vH Zinn gab guten Erfolg. Eine leichtere und bei Temperaturen von 250—300° C festere Legierung hat 2 vH Nickel und 1 vH Magnesium. — F. M. Green, Aircraft Engineering, Bd. 1, August 1920, S. 290/291 (7 Sp., 6 Abb.). Hn. **20/01. 28.**

Motorkunde. Trennung der inneren Motorverluste durch den Versuch. Durch Messungen an der Einzylinder-Versuchsmaschine hat das Prüffeld McCook Field einige Werte über die inneren Reibungswiderstände festgestellt. Die gesamten inneren Verluste betragen bei 1000 U/min 13 und bei 2000 U/min 17,9 vH der indizierten Leistung. Der größte Teil dieser Verluste, etwa 49 vH, entfällt auf die Kolbenreibung. Ein kleiner Teil hiervon wird durch die Pleuelstangen verursacht. Wieweit dieser Verlust durch die Kolbenringe beeinflußt wird, wurde durch Weglassen der beiden obersten Kolbenringe geprüft. Die Unterschiede in der Leistung betrugen 0,2 bis 0,5 PS; auch der Verdichtungsdruck war gesunken. Der Leistungsgewinn durch das Weglassen der Ringe wird also nicht von dem Leistungsverlust infolge vermehrter Undichtheit des Kolbens aufgewogen.

Den nächst größeren Anteil an den inneren Verlusten hat die Pumparbeit des Zylinders, etwa 5 vH der indizierten Leistung. Sie kann durch Verminderung der Widerstände in den Ein- und Auslaßquerschnitten eingeschränkt werden. Die Reibungsverluste in den Lagern der Kurbelwelle, Steuerwelle und Nebenvorrichtungen sind mit 3,8 vH der inneren Verluste ermittelt worden. — J. F. Schipper, Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1338/1341 (3 Abb., 6 Diagramme). Hr. **3921.**

Motorkunde. Major Schroeder verwendet bei seinem Aufstieg neue Einrichtungen bis rd. 10,8 km, nämlich das Flugzeuggebläse von Moß und einen besonderen Brennstoff des Laboratoriums von C. F. Kettering. Der Brennstoff kennzeichnet sich durch Beifügung einer besonderen Verbindung der Anilinreihe zum Benzin, zum Verhindern der Selbstzündung bei den hohen Verdichtungsdrücken. Das Flugzeug hätte mittels des Gebläses 12 km erreichen können. (Tiefste Temperatur war —65° C.) — Automotive Industries, Bd. 42, 4. März 1920, S. 630 (1¼ Sp., o. Abb.). Hr. **3807.**

Motorkunde. Strömungswiderstand von Ventilen. Es wurde durch eigens dazu gebaute Zylinder der Einfluß der Einlaßventilzahl und -anordnung untersucht. Der Ausflußbeiwert bleibt praktisch bei allen Druckverhältnissen gleich. Bei verschieden großen Ventilen ist der Beiwert gleich, wenn sie ähnlich und bezogen auf den Tellerdurchmesser gleichen Hub haben. Bei einem Hub von ¼ Durchmesser entsteht eine Öffnung, die geometrisch gleich dem Querschnitt ist, es gehen aber nur 67 vH hindurch. Ist der Hub gleich dem halben Durchmesser, so sind es 80 bis 90 vH. Bei gleichem Druckverhältnis läßt ein Ventil dieselbe Gasmenge durch wie zwei mit 0,707 Durchmesser und 0,707 Hub, oder, wenn der Hub ¼ Durchmesser nicht überschreitet, können die beiden kleinen Ventile 0,6 Durchmesser und 0,6 Hub des großen haben. — G. W. Lewis und E. M. Nutting, 24. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt 1918; veröffentlicht 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 31. August 1920, S. 714, P 1355. Hn. **3808.**

Motorteile. Anpassung der Motoren an den Verbrauch des vorhandenen Brennstoffes (Adapting engines to use of available fuel). Eine neuartige Vergaser-Heizvorrichtung der Packard Motor Co. wird auch für Flugmotoren benutzt. Um Brennstoff in trockenen Dampf zu verwandeln, ist eine im Vergleich zum Gesamt-Brennstoffverbrauch sehr geringe Wärmemenge erforderlich. Das brennbare Gemisch wird also durch Einführen der Verbrennungsgase einer geringen Brennstoffmenge erwärmt. Eine kleine Verbrennungskammer mit Öffnungen zum Innern des Ansaugrohres mit Schauglas und Zündkerze wird durch einen Hilfsvergaser (auf dem Schwimmergehäuse) mit Gemisch gespeist. Die Luft für dieses Gemisch wird an der engsten Stelle der Mischdüse des Hauptvergasers entnommen, so daß die in der Kammer verbrannte Menge mit dem Unterdruck an der Düse des Hauptvergasers zunimmt. Dadurch wird beim Anlassen die stärkste Heizung erzeugt im Gegensatz zu allen bekannten Heizvorrichtungen. Der Verbrauch der Vorrichtung läßt sich einschränken, ist aber unwesentlich. — J. C. Vincent, Automotive Industries, Bd. 42, 5. Februar 1920, S. 408/411 (7 Sp., 4 Abb.). Hr. **3810.**

Motorteile. Versuche mit Liberty-, Benz- und Mercedes-Ansaugleitungen (Tests on Liberty, Benz and Mercedes engine manifolds) wurden von der Technischen Abteilung in McCook Field durchgeführt, um deren Einfluß auf Leistung und Brennstoffverbrauch zu ermitteln; zunächst an einem Sechszylinder-Liberty der Thomas Morse Aircraft Corp. mit zwei Stromberg-vergasern, NA-S5, ähnlich denen des Hispano-Suiza. Die Liberty-Ansaugrohre kennzeichnen sich durch die Scheidewand zwischen den Vergasern und den Zylinderanschlüssen, die den Gasstrom gleichförmiger verteilen sollen, ihn aber scharf ablenken und dadurch Ansaugwiderstände bedingen. Zur Heizung dient ein bis über die Oberseite ausgedehnter Wassermantel mit drei seitlichen Zulauföffnungen und einem großen Ablauf oben in der Mitte, der aus den zugehörigen drei Zylindern gleichmäßig gespeist wird. Bei der Mercedes-Ansaugleitung liegt der Anschluß an die Vergaser nicht in der Mitte, sondern seitlich zwischen den beiden mittleren von den drei angeschlossenen Zylindern, wobei Hindernisse für den Gasstrom vermieden sind. Der Heizmantel ist klein und erhält nur einen Teil des Kühlwassers aus den Zylindermänteln. Statt der wirklichen Aluminiumguß-Mercedesrohre wurde ein aus Stahlblech geschweißtes Rohr verwendet. Die Ansaugleitung der Benzmotoren ist länger und gabelartig ausgebildet, wodurch die Entfernungen zwischen Zylindern und Vergaser ausgeglichen und sanfte Übergänge an den Krümmungen erzielt werden sollen. Heizung oder Ummantelung fehlt; die angesaugte Luft wird, wie beim Mercedes, im Kurbelgehäuse vorgewärmt.

Trotz der großen Verschiedenheiten der Ansaugleitungen ergab sich kein wesentlicher Einfluß auf die Eigenschaften der Motoren. Hinsichtlich der Höchstleistung war die Libertyleitung, hinsichtlich des Brennstoffverbrauches die Benzleitung und hinsichtlich der Gesamtergebnisse die Mercedesleitung die beste, jedoch die Unterschiede nur klein. — Automotive Industries, Bd. 42, 27. Mai 1920, S. 1204/1207 (2½ Sp., 13 Abb.). Hr. **3811.**

Motorteile. Bauarten von Aluminiumkolben. Die heutigen Aluminiumkolben kann man in solche einteilen, bei denen angestrebt wird, die Wärme vom Kolbenboden auf den Mantel und in die Zylinderwände zu leiten, und in solche, bei denen im Gegensatz hierzu eine Isolierung des Mantels vom Boden angestrebt wird. Die zweite Art hat sich in neuerer Zeit namentlich für Schnellläufermotoren notwendig erwiesen, wo die Wärmebelastung der Kolben nicht sehr groß ist, dagegen ruhiger Lauf und leichtes Anziehen wichtig sind. Hier sucht man entweder den Mantel durch Schlitze oder Bohrungen so nachgiebig zu machen, daß man das Kolbenspiel klein halten kann, ohne gelegentliches Fressen fürchten zu müssen, oder man läßt auch den Mantel mehr oder weniger fort und beschränkt die Seitenführung des Kolbens auf Teile der Mantelfläche.

Die Betriebserfahrungen mit Alumniumkolben sind sehr günstig, denn die Mängel, Abnutzung, Klappern bei Langsamlauf, großer Ölverbrauch und Verdünnung des Schmieröles lassen sich in allen Fällen auf ein erträgliches Maß einschränken. Übermäßige Abnutzung der Kolben in manchen Fällen kann man durch besseres Ausschleifen der Zylinder, am besten dadurch verhindern, daß man die Motoren zuerst mit Gußeisenkolben einlaufen läßt. Klappern der Kolben und zu großer Ölverbrauch sind gewöhnlich Folgen von unrichtig bemessenem Spiel. Das Spiel muß nur in der Nähe der Böden sehr groß sein, braucht sich aber in der Mitte nicht wesentlich von dem der Gußeisenkolben zu unterscheiden. — E. G. Gunn, Automotive Industries, Bd. 42, 29. Januar 1920, S. 362/364 (5 Sp., 11 Abb.). Hr. **3812.**

Motorverdichtung. Flugzeuggebläse und überladene Motoren (Superchargers and supercharging engines) und Flugzeuggebläse für Flugmotoren (Superchargers für Airplane engines). (Die ersten zusammenfassenden Mitteilungen über die amerikanischen Arbeiten auf diesem Gebiete.) Die englischen Versuche mit Kolbengebläsen an Motoren mit Luftkühlung versagten infolge der Druckschwankungen der gelieferten Druckluft; auch mit Bootsgebläsen war der Motorbetrieb nicht ruhig genug, so daß versucht wird, die Gebläsestöße mit den Saugstößen des Motors in Übereinstimmung zu bringen; die englischen Versuche mit Kreiselgebläsen mit Zahnradgetriebe waren ohne Erfolg, da bei Drucksteigerungen Räderbrüche eintraten. Man versuchte Reibkuppelungen und leichte nachgiebige Schaufeln, bisher ohne wesentlichen Erfolg. In den Vereinigten Staaten hat man die Versuche bald nach Eintritt in den Krieg mit einem von der Rateau-Smoot Co. gebauten Gebläse mit Auspuffturbinenantrieb aufgenommen, die sich aber zu stark überhitzten. Von den weiteren Entwürfen hat sich der von Sanford A. Moss (in Verbindung mit der General Electric Co.) bei den ersten Versuchen so bewährt, daß nach Waffenstillstand beschlossen wurde, die Arbeiten weiterzuführen. Das Gebläse, an dessen Entwurf J. W. Smith, Philadelphia, beteiligt ist, befindet sich zur Zeit in der Erprobung und soll sehr befriedigende Ergebnisse liefern, die geheim gehalten werden.

Anordnung des Vergasers: Man könnte versuchen, die Brennstoffdüse so anzuschließen, daß die Mischung im Gebläse erfolgt, oder den Vergaser auf die Saugseite des Gebläses zu legen; in beiden Fällen würde die Wärme zum Verdampfen des Brennstoffes aus der Verdichtungswärme gedeckt, also übermäßige Erwärmung des Gemisches vermieden. Bei Rückschlägen des Motors könnten aber gefährliche Explosionen im Gebläse eintreten. Der einzige bisher beschrittene Weg, die verdichtete Luft in den offen angeordneten Vergaser einzuleiten, erschwert die Brennstoffzufuhr. Da Überdruckbrennstoffbehälter unerwünscht sind, muß man den Förderdruck der Brennstoffpumpen genau nach dem Enddruck der Gebläseverdichtung regeln, damit der geringe Überdruck unter dem Nadelventil des Schwimmergehäuses am Vergaser stets gleich bleibt; sonst ändert sich das Gemisch. Diese Druckregelung wird bei der neuen Anlage vollkommen selbsttätig bewirkt.

Kühlung: Trotz der abnehmenden Temperatur ist in großer Höhe eine etwas größere Kühlfläche notwendig, weil die dünnere Luft weniger Wärme aufnehmen kann. Um die günstigste Kühlwassertemperatur, 77°, auch in 7,5 km Höhe zu halten, muß man den Druck im Kühler wesentlich steigern, sonst verdampft der Inhalt. Ferner sind sehr wirksame Abdeckvorrichtungen notwendig, damit der Kühler nicht einfriert.

Die Bedienung des Motors mit dem Gebläse ist einfach: Statt des üblichen Höhenreglergestänges für den Vegaser ist ein Schieber zu bedienen, der mehr oder weniger Motorabgase in die Antriebsturbine ableitet und daher auch die Fluggeschwindigkeit regelt. Die Vergaserdrossel ist nur zum raschen Gleitfluge zu bedienen. Ein an den Überdruckraum des Gebläses angeschlossener Höhenzeiger zeigt die richtige Größe des Überdruckes an; der Auspuffschieber ist so zu stellen, daß der Höhenzeiger Null angibt; zeigt das Gerät eine Höhe unter Null, so ist der Gebläsedruck zu hoch, und der Motor neigt zu Selbstzündungen.

Die bisherigen Versuche, Motoren zu bauen, bei denen die Vorverdichtung durch den Motorkolben erzeugt oder die Anpassung an die Höhe durch Hubveränderung bewirkt wird, sind daran gescheitert, daß die erzielte Vorverdichtung für die heute in Frage kommenden Flughöhen nicht genügt. — G. F. A. Hallett, General Electric Review, Bd. 23, Juni 1920, S. 468/473 (9 Sp., 5 Abb.) und S. A. Moss, Mechanical Engineering, Bd. 42, Juli 1920, S. 383/385 (5 Sp., 4 Abb.). Hr. **3814.**

Motorverdichtung. Das Problem des Turboverdichters (The problem of the turbocompressor). Der Einfluß des Rückdruckes in der Auspuffleitung auf den Wirkungsgrad eines Flugmotors ist wichtig für die Frage, ob das Aufladegebläse vorteilhafter von der Motorwelle aus oder durch eine Auspuffgasturbine angetrieben wird. Versuche an einem wassergekühlten 220 PS-Zwölfzylindermotor (114 × 139 mm bei einem Verdichtungsverhältnis 1 : 4,7) bei 1600 U/min, dessen Auspuffleitung gedrosselt werden konnte, um einen Überdruck hervorzubringen, sowie an eine Unterdruckkammer angeschlossen werden konnte, um einen Unterdruck auf der Auspuffseite zu erzeugen, während der Vergaser an die Außenluft angeschlossen blieb, ergaben:

Wird der Druck im Ansaugkrümmer über den in der Auspuffleitung erhöht, so steigt die Motorleistung proportional dem Überdruck unabhängig von der Motordrehzahl.

Bei Antrieb des Gebläses von der Motorwelle steigt die Motorleistung bei einem Überdruck von p kg/cm² in der Ansaugleitung mit dem Wert 18 p, abgesehen von unwesentlichen Einflüssen der Ausführung und Steuerung des einzelnen Motors.

Positiver Gegendruck in der Auspuffleitung vermindert die Leistung um mehr, als der gleiche negative Gegendruck sie vergrößert, um so stärker, je größer der Gegendruck ist. Im Mittel entspricht der Verlust (vH) dem Ausdruck $18\,p - 24\,p^2$.

Überdruck in der Ansaugleitung oder Unterdruck in der Auspuffleitung verbessert den volumetrischen Wirkungsgrad und den Einheitsverbrauch (z. B. von 230 auf 220 g/PSh bei 0,6 kg/cm² Auspuffdruck), da der Anteil der verbrannten Rückstände an der Ladung verringert wird. Entgegengesetzt wirkt der positive Gegendruck (bei 0,5 kg/cm² Überdruck stieg der Verbrauch auf 250 g/PSh).

Erhöhung des Überdruckes in der Ansaugleitung verbessert den thermodynamischen Wirkungsgrad des Motors und vermindert den Einfluß der durch die Kühlung abgeleiteten Wärme; das ist besonders für den Entwurf von Flugzeugkühlern bei Anlagen mit Aufladegebläse wichtig. — R. Devillers, Automotive Industries, Bd. 19, 16. September 1920, S. 216 (1½ Sp., o. Abb.). Hr. **3815.**

Motorvergaser. Vergasungsverhältnisse eines typischen Automobilmotors. Vergleiche der üblichen Vergaser-Heizvorrichtung mit einer besonderen Vergaserbauart der Stewart-Warner Co., bei der der schwere Brennstoff sehr fein zerstäubt wird, über den ganzen zulässigen Drehzahl- und Leistungsbereich, wobei für für jede Drehzahl das Gemisch verändert wurde, zeigen unter anderem, daß die Drehzahl auf die Höhe der Brennstoffausnutzung, die nutzbaren Kolbendrücke und die Anforderungen der Vergasung nur geringen, die Belastung entscheidenden Einfluß hat. Brennstoffausnutzung und wirksamer Kolbendruck sind von dem Dampfgehalt des Gemisches unmittelbar abhängig; die Kühlwassertemperatur beeinflußt die Brennstoffausnutzung, auch wenn man von ihrer Wirkung auf die ursprüngliche Gemischzusammensetzung absieht. — P. S. Tice, Automotive Industries, Bd. 42, 24. Juni 1920, S. 1452/1457 (11 Sp., 3 Abb. und 14 Diagr.). Hr. **3816.**

Segelflugwesen. Wellensegeln. Pelikane mit einer Spannweite von 1,5 bis 2,1 m und 6 kg/m² Flächenbelastung steigen in einer schnelleren Windwelle 6 bis 9 m und gleiten dann bis zur nächsten Welle. Vom Kraftwagen aus wurden am Strand Gleitgeschwindigkeiten von 48 km/h gemessen. Der von der See kommende Wind erhält an der Küste wellenförmig aufwärts gerichtete Strömungen, deren Vertikalkomponente auf 4 m/s wachsen kann. Trotz der zahlreichen Kanalmessungen haben wir wenige Profile, die man zum Vergleich heranziehen kann. Für einen Pelikan kann man als Gleitzahl $^1/_{10}$ einsetzen. — W. T. Thomas, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 12. Juli 1920, S. 616/617 (3 Sp., 6 Abb.). Hn. **3817.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der Zahlenbezeichnung am Schluß.

Erneuerung des Bezugs der Zeitschrift.

Um eine ungestörte Zustellung der Zeitschrift zu Beginn des nächsten Jahres sicherzustellen, ist es für alle Bezieher erforderlich, die Bestellung für den nächsten Jahrgang umgehend aufzugeben.

Für diejenigen Bezieher der Zeitschrift, die bisher unmittelbar beim Verlag der Zeitschrift bestellt und bezahlt haben, empfiehlt es sich, den Abonnementsbetrag noch im Laufe dieses Monats mit Postscheck auf das Konto München 4412, (Schweiz: Postscheckrechnung VIII 8134) einzuzahlen, und die Bestellung auf der Zahlkarte anzumerken; zu diesem Zweck gehen Zahlkarten diesen Beziehern gleichzeitig durch die Post zu.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 30. November 1920 Heft 22

Aerodynamische Eigenschaften dicker Profile [1].

(Schluß von Seite 317.)

3. Die Wirkung einer ausgewölbten Unterfläche an einem sich nach außen verjüngenden Flügel.

Die beste Dicke für Profile mit ebener Unterseite beträgt 0,158 Flügeltiefe. Im folgenden ist der Einfluß einer ausgewölbten Unterseite an den Modellen 50 und 53 untersucht.

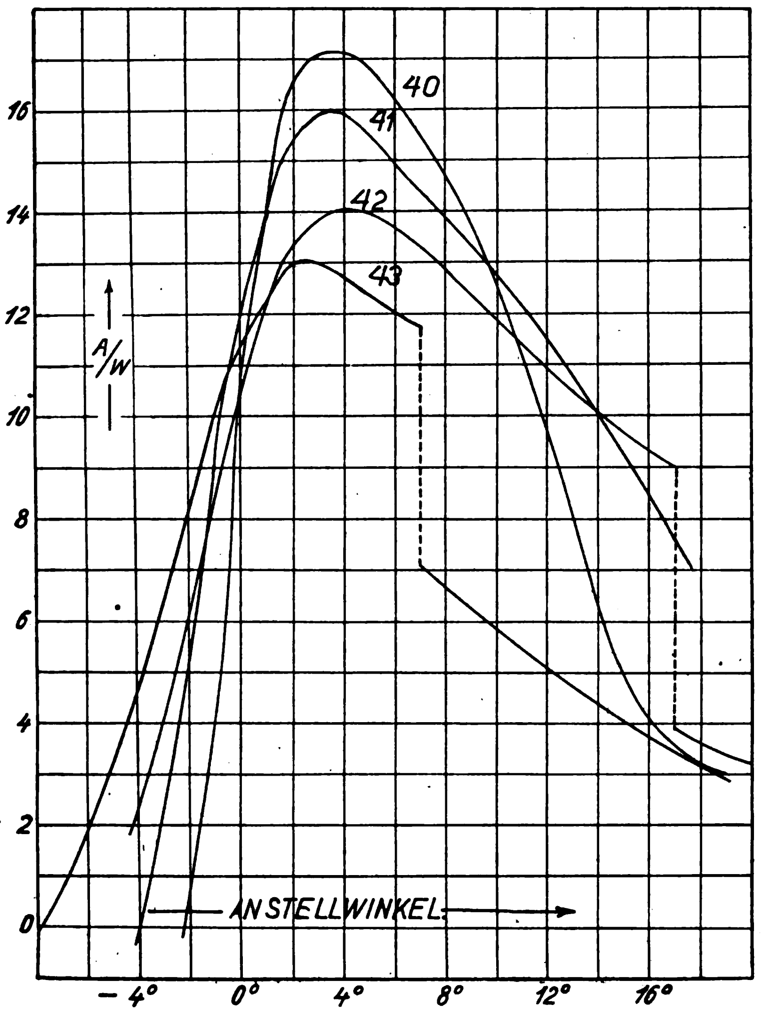


Abb. 7. Auftrieb durch Widerstand, abhängig vom Anstellwinkel. Flügel 40 bis 43.

Die größte Dicke wächst dabei auf $^1/_5$ der Flügeltiefe. Modell 50 hat die Oberseite von 46, und 53 die von 51 (Abb. 6). Die Wölbung der Unterseite nimmt ähnlich der an der Oberseite allmählich auf den Wert 0 ab, d. h. die letzte Rippe ist unten wieder gradlinig. Der Raum für die Holme ist ohne große aerodynamische Nachteile um 25 vH vergrößert worden.

Schlußfolgerungen.

Auftrieb. Der größte Beiwert wird um 3 bis 6 vH verkleinert. Er wird bei allen Winkeln etwas geringer. Bei 0^0 bis 4^0 ist der Unterschied unbedeutend. 50 hat bei 48 km/h ein Unstetigkeitsgebiet, bei 64 km/h entstand ein flaches Maximum mit demselben Auftriebsbeiwert.

Widerstand. Der Widerstand wird überall mit Ausnahme der ganz großen Anstellwinkel niedriger. Die Lage des Kleinstwiderstandes geht mehr nach den negativen Winkeln. Er selbst ist um 20 vH niedriger geworden.

Gleitzahl. Die beste Gleitzahl ist 1 bis 2 vH schlechter geworden, aber bei $^1/_4$ des Größtauftriebes ist sie um 10 vH und bei $^1/_9$ um 35 vH besser geworden.

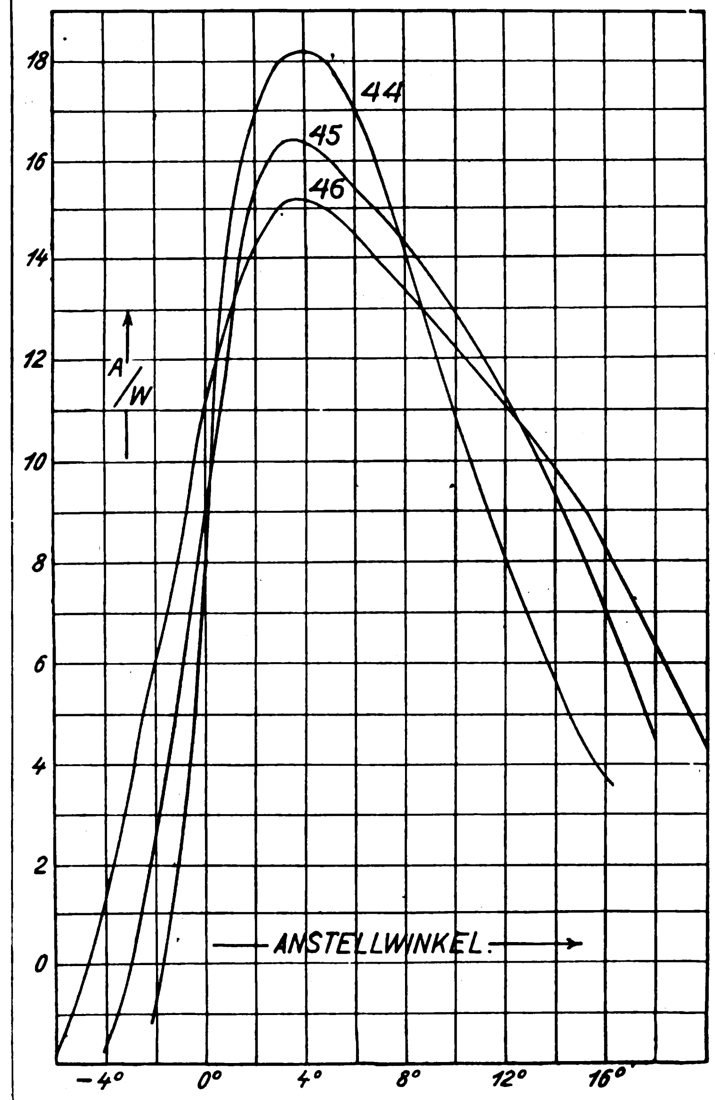


Abb. 8. Auftrieb durch Widerstand, abhängig vom Anstellwinkel. Flügel 44 bis 46.

Druckpunktwanderung. Hier ist keine wesentliche Änderung vorhanden. Für 50 ist das Moment um die Vorderkante gegeben.

Beide Flügel sind in jeder Beziehung ausgezeichnet. Sie erlauben eine sehr hohe Bauhöhe für Holme oder Gitterträger. Bei 2 m Flügeltiefe ist die größte Höhe 0,40 m. Die so günstige Gleitzahl bei niedrigem Auftriebsbeiwert wird nur von äußerst flachem Profil erreicht.

4. Die Wirkung der Änderung der Dicke bei gleichbleibendem Querschnitt in der Mitte und außen.

In dieser Versuchsreihe 46, 51 und 52 sollte der Einfluß des schnelleren oder langsameren Verjüngens der Dicke bei gegebenem mittleren und äußerem Querschnitt festgestellt werden, Abb. 13 und 14.

Schlußfolgerungen.

Auftrieb. Der Auftrieb nimmt mit abnehmender Dicke ebenfalls, aber nicht proportional ab.

[1] 75. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, Flight, Bd. 12, 22. u. 29. April 1920 u. 6. Mai 1920, S. 448/451, 480/483 u. 499/501. In der Urschrift sind Beiwerte benutzt, die nicht dimensionslos den Auftrieb und Widerstand in Pfund angeben, wenn die Fläche in Quadratfuß sowie die Geschwindigkeit in Meilen pro Stunde gegeben ist. Die Polaren wurden erst durch den Bearbeiter bei gleichzeitigem Umrechnen in dimensionslose Beiwerte gezeichnet. Verfasser: F. H. Norton; für die ZFM bearbeitet von H. Herrmann.

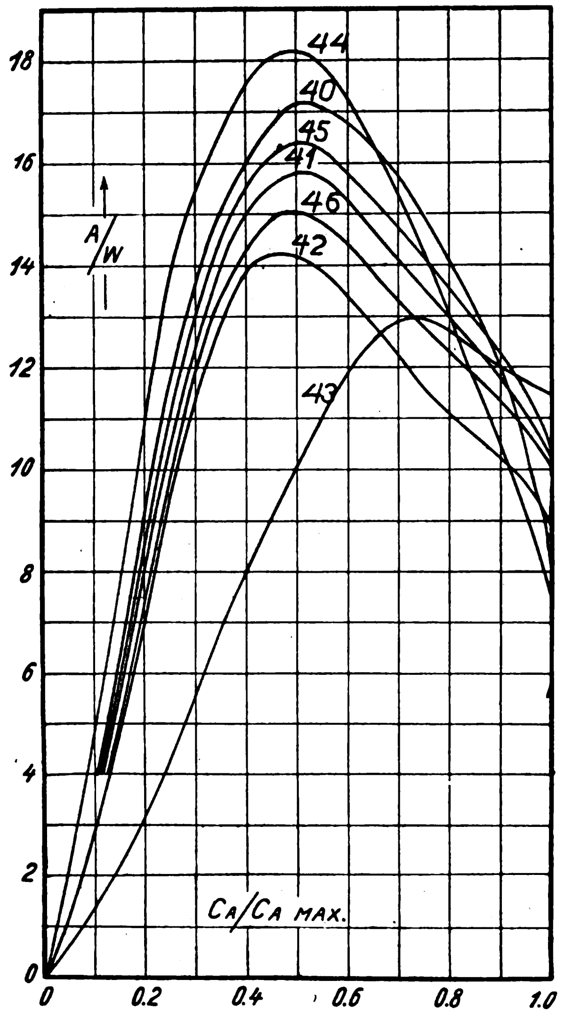


Abb. 9. Auftrieb durch Widerstand, abhängig von Teilen des größten Auftriebsbeiwertes. Flügel 40—46.

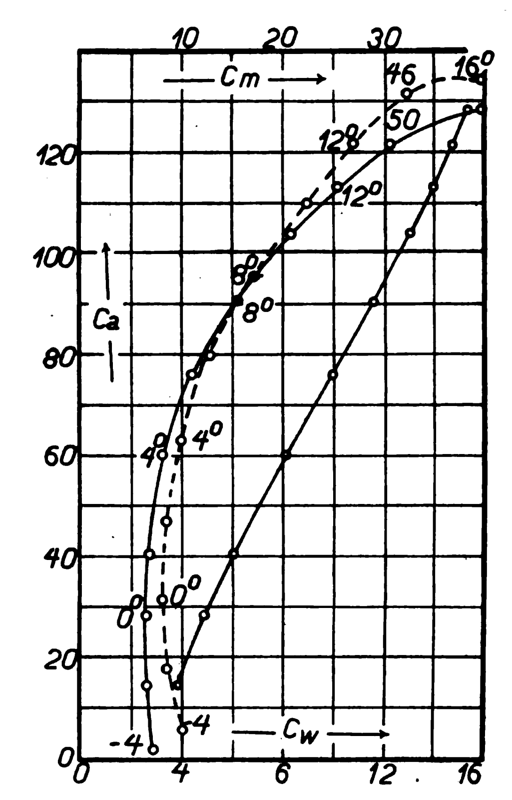


Abb. 10. Polaren von 50 und 46.

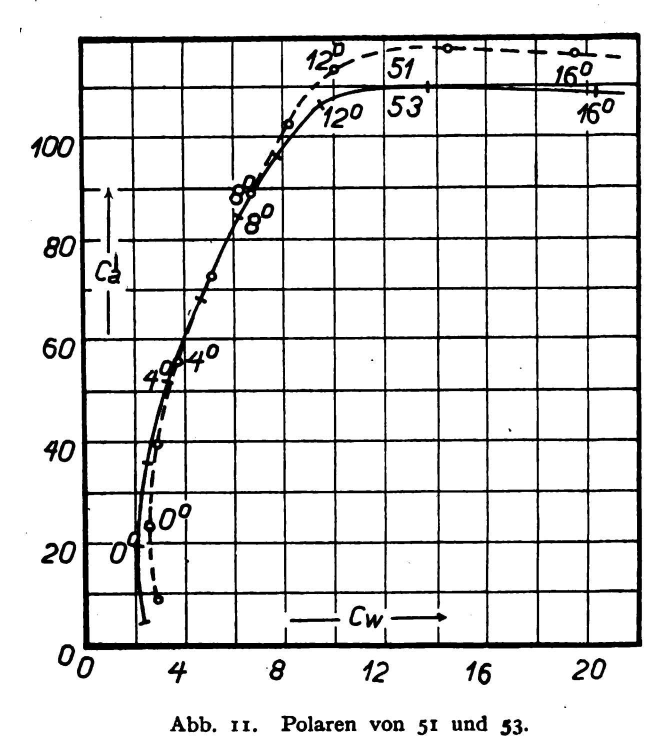


Abb. 11. Polaren von 51 und 53.

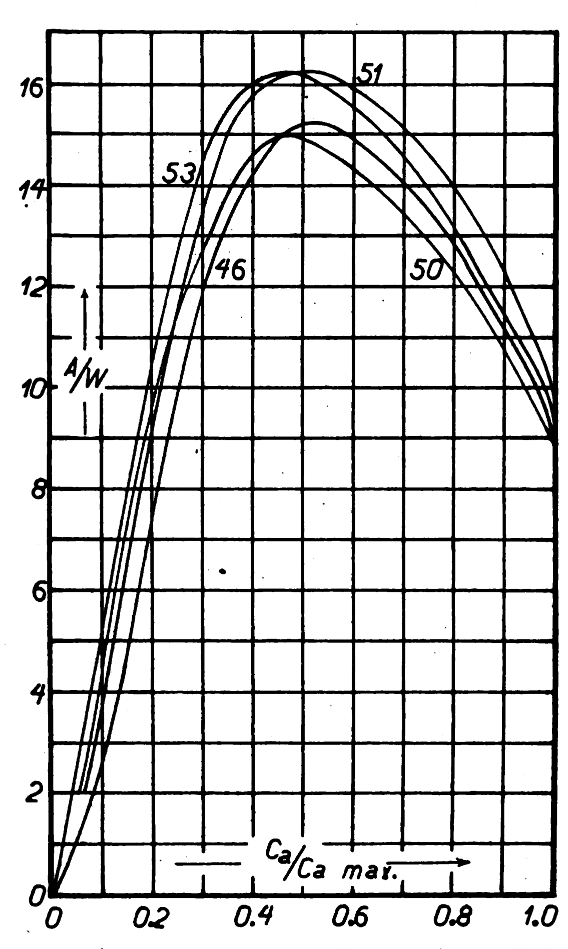


Abb. 12. Auftrieb durch Widerstand, abhängig von Teilen des größten Auftriebsbeiwertes. Flügel 46, 50, 51 und 53.

Widerstand. Der Widerstandsbeiwert bei kleineren Winkeln wird niedriger, aber nicht geradlinig. Bei größer werdendem Anstellwinkel wird er höher und bei 12° hat das dickste Profil den geringeren Widerstand.

Gleitzahl. Das beste Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand steigt, wenn der Flügel dünner wird und erreicht bei 52 den Wert 17.



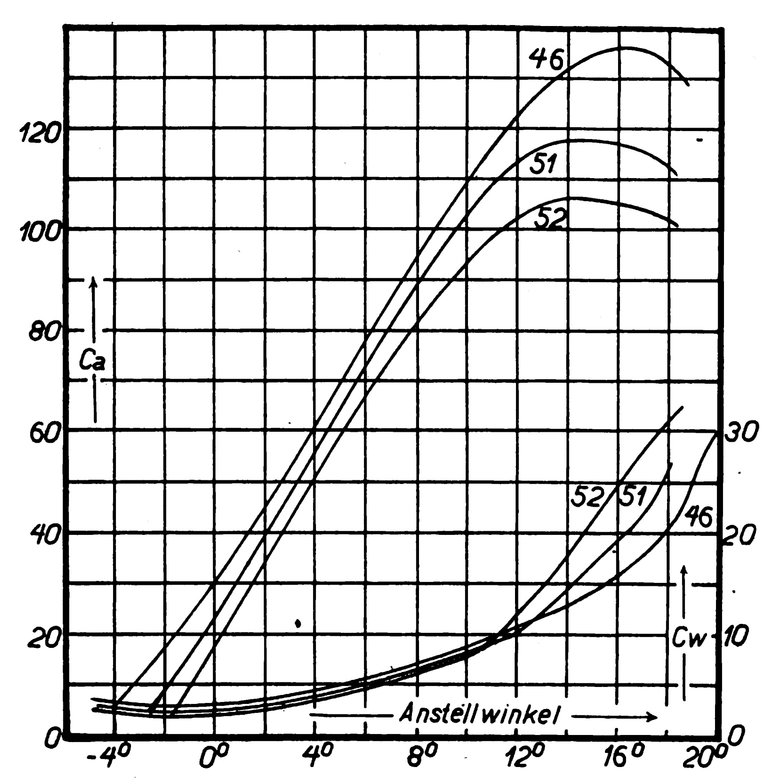


Abb. 13. Auftrieb und Widerstand von 46, 51 und 52.

Zusammenfassend kann man sagen, daß nach außen sich verjüngende Tragflügel bessere Eigenschaften zeigen, wie solche mit gleichbleibendem Querschnitt. Die stark verjüngten sind bei niedrigen Anstellwinkeln den dicken vorzuziehen.

5. Die Wirkung nach außen abnehmender Flügeltiefe.

Die Untersuchung von Flügeln mit veränderlicher Sehne im Windkanal ist sehr schwierig, da die Eigenschaften bei jeder Änderung der Tiefe stark wechseln. Es erscheint von Wichtigkeit, daß am Modell, Abb. 15, die Tiefe der äußersten Sehne nicht unter 50 mm bei 100 mm in der Mitte bei einer Geschwindigkeit von 13 m/s sein darf, ohne daß ein Umschlagen der Strömung den Höchstauftrieb stark schmälern soll. Ein Flügel mit einer Flügeltiefe von $^1/_6$ Spannweite in der Mitte und einer Flügeltiefe außen gleich $^2/_3$ der inneren sowie gleichmäßig abnehmender Sehne hat bessere Eigenschaften wie ein über die ganze Spannweite gleichbleibendes Profil. Wird die Verjüngung noch weitergetrieben, so werden die Eigenschaften wesentlich schlechter. Der Flügel 49 mit 600 mm Spannweite

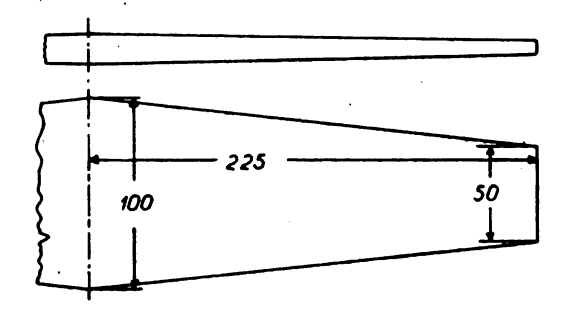


Abb. 15. Flügel 48 mit nach außen abnehmender Flügeltiefe.

und 38 mm Flügeltiefe außen sowie 100 mm innen ergab einen Höchstauftriebsbeiwert von 138; sobald aber 75 mm auf jeder Seite abgeschnitten waren, stieg der Beiwert auf 158. Das beweist aber noch nicht, daß an einem ausgeführten Flugzeug, wo der Kennwert: Flügeltiefe mal Geschwindigkeit groß ist, eine geringe Flügeltiefe außen von Nachteil ist.

Modellversuche an runden und eckigen Flügelenden zeigen, daß der abgerundete Tragflügel vorteilhafter ist. Am großen Flugzeug scheint dieser Einfluß geringer zu sein. Diese Angelegenheit sollte am Modell mit sehr hohen Kennwerten geprüft werden.

Die Untersuchung wurde hauptsächlich deswegen ausgeführt, weil durch Größerwerden der Flügeltiefe am Rumpf der

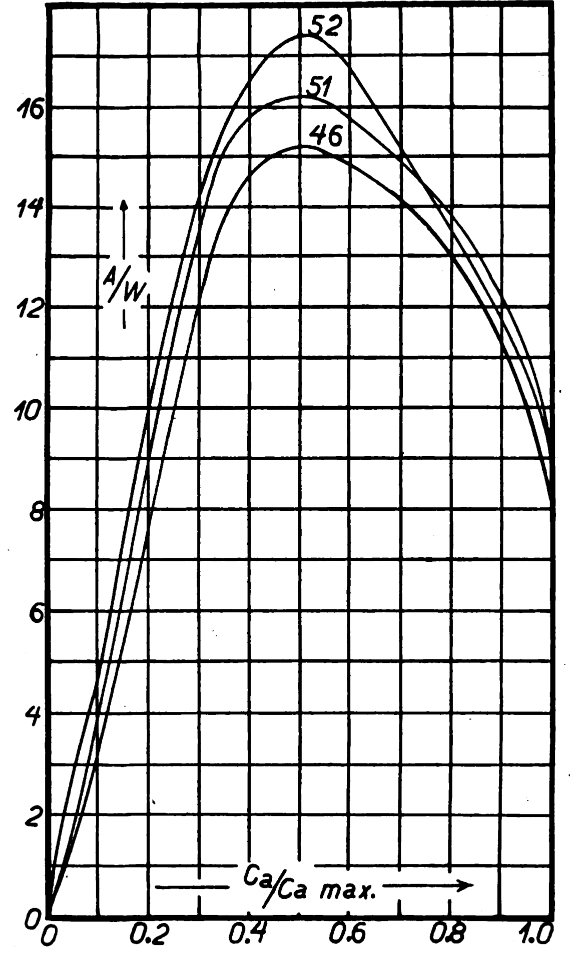


Abb. 14. Auftrieb durch Widerstand, abhängig von Teilen des größten Auftriebsbeiwertes. Flügel 46, 51 und 52.

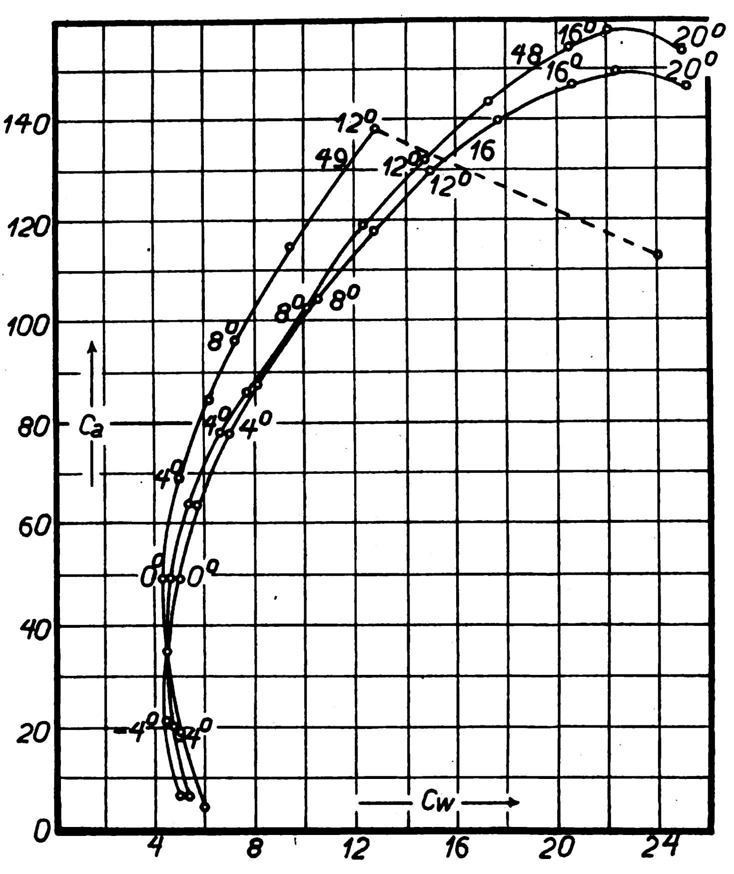


Abb. 16. Polaren der Flügel 48, 49 und 16.

Raum für die Holme größer wird und der Mittelpunkt des Auftriebes näher an den Rumpf rückt. Man sieht beim Vergleich

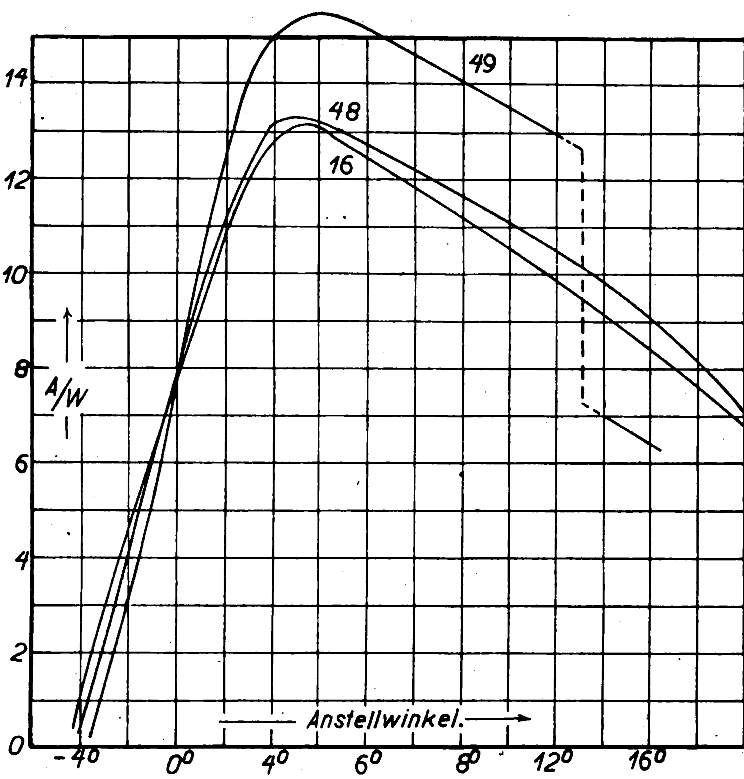


Abb. 17. Auftrieb durch Widerstand, abhängig vom Anstellwinkel. Flügel 48, 49 und 16.

zwischen den Flügeln 16 und 48, Abb. 16, 17 und 18, daß der Flügel mit abnehmender Tiefe 5 vH größeren Höchstauftrieb und überall fast gleiche Gleitzahl hat. Wenn das

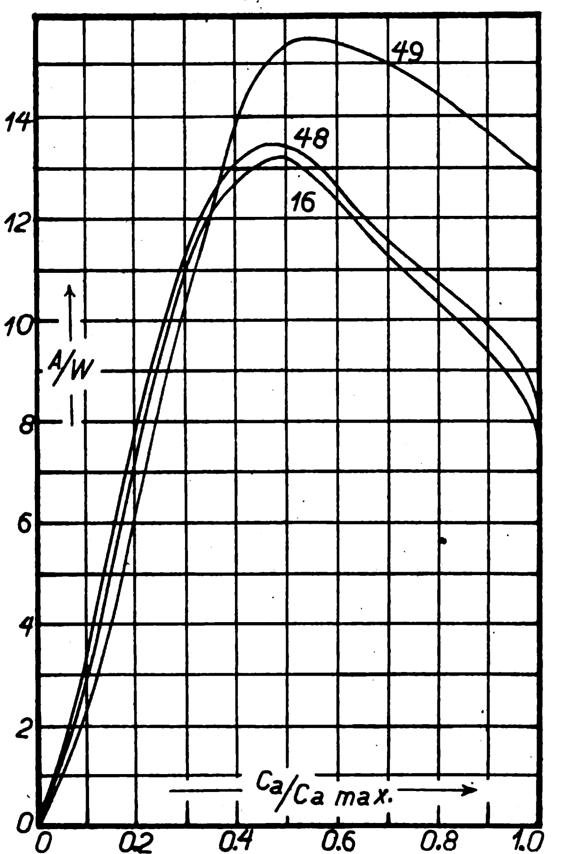


Abb. 18. Auftrieb durch Widerstand, abhängig von Teilen des größten Auftriebsbeiwertes. Flügel 48, 49 und 16.

Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand abhängig von Teilen des größten Auftriebsbeiwertes aufgetragen wird, Abb. 18, ist es auffallend, daß das gleichbleibende Profil überall im Nachteil ist.

6. Zusammenfassung.

Es ist sehr schwierig, die Eigenschaften verschiedener Tragflügel zu vergleichen, da die Zahl der Veränderlichen groß ist. Am leichtesten scheint ein Vergleich durch Auftragen von Auftrieb, Widerstand und reziproke Gleitzahl abhängig von Anstellwinkel sowie von Teilen des größten Auftriebsbeiwertes möglich zu sein. Es ist das Dickenverhältnis: Spannweite zur mittleren Dicke zum Vergleich gebraucht. In diesem Abschnitt ist überall ein Seitenverhältnis von 1 : 6 zugrunde gelegt. Ein anderes Kennzeichen ist das Verhältnis der mittleren Dicke zu der größten Dicke, oder der Grad der Verjüngung. Diese Eigenschaften sind für einige Flügel im folgenden zahlenmäßig zusammengestellt.

Flügel Nr.	Mittlere Dicke vH d. Flügeltiefe	Dickenverhältnis	Mittlere Dicke durch kleinste Dicke
40	7,61	78,3	1,000
41	10,45	57,3	0,980
42	13,28	45,1	0,837
43	16,05	37,3	0,805
44	6,36	94,3	0,830
45	9,00	66,5	0,768
46	11,68	51,3	0,737
51	9,94	60,4	0,625
52	8,16	73,4	0,535
16	15,85	37,6	1,900

Um eindeutig die Eigenschaften der verschiedenen Profile zu zeigen, wurde folgende Zahlentafel zusammengestellt.

Zahlentafel 2.

Flügel-Nummer	Größter Auftriebsbeiwert	Größtes Verhältnis Auftrieb durch Widerstand	Auftrieb durch Widerstand bei 1/4 des größten Auftriebsbeiwertes	Auftrieb durch Widerstand bei 1/2 des größten Auftriebsbeiwertes	Auftriebsbeiwert bei größtem Auftrieb durch Widerstand	Auftrieb durch Widerstand bei größtem Auftriebsbeiwert	Kleinster Widerstandsbeiwert	Größte Dicke in vH Flügeltiefe
40	109	17,2	11,5	4,8	53	6,0	2,2	7,61
41	148	15,9	10,2	4,2	59	9,6	2,8	11,76
42	127	14,1	9,6	3,8	69	9,3	3,7	15,86
43	92	13,0	4,6	1,5	77	12,0	4,7	19,98
44	100	18,2	13,6	5,8	49	6,5	1,9	7,66
45	116	16,4	10,6	4,4	55	9,0	2,7	11,76
46	135	15,2	9,8	4,0	65	8,3	3,3	15,86
50	128	14,9	11,5	5,2	61	7,9	2,6	20,00
51	118	16,2	11,5	4,5	62	5,7	2,6	15,86
52	106	17,3	12,5	5,0	57	8,7	2,1	15,86
53	110	16,2	12,6	5,7	57	7,6	2,1	20,00
48	158	13,3	10,0	3,9	78	8,2	4,2	21,20
16	57	13,2	9,0	3,6	74	6,9	4,2	15,86
281	132	16,2	11,0	4,0	59	8,8	3,2	8,0
344	97	19,2	14,1	8,0	45	4,2	1,5	5,4

Der Vergleich mit dünnen Profilen zeigt ein dickes Profil, ähnlich Profil 16, folgende Unterschiede:

1. Dicke Profile ergeben 50 vH größeren Auftrieb (als schlechte amerikanische Profile! Der Bearbeiter.);
2. mehr gleichförmig dicke Profile ergeben eine unstabile Strömung bei großem Anstellwinkel;
3. bei dicken Profilen ist der Auftrieb 0 bei niedrigeren, und der größte Auftrieb bei höherem Winkel als bei dünnen;
4. bei dicken Profilen ist der geringste Widerstand größer; aber der Widerstand steigt weniger schnell mit dem Anstellwinkel;
5. die Kurve des Verhältnisses: Auftrieb durch Widerstand ist flacher als bei dünnen Profilen;
6. die Druckpunktwanderung von dicken Flügeln ist kleiner als bei flachen. Außerdem liegt der Druckpunkt weiter vorn;
7. dicke Profile haben bessere Eigenschaften bei größeren Winkeln.

Das beste nach außen verjüngte, dicke Profil ergab eine bessere Gleitzahl, als dünne Profile, und überall vorteilhaftere Eigenschaften.



Durch Verringern der Flügeltiefe und -dicke nach außen müßte es möglich werden, einen Flügel zu konstruieren, der eine Dicke von 27 vH Flügeltiefe in der Mitte hat und im Ver-

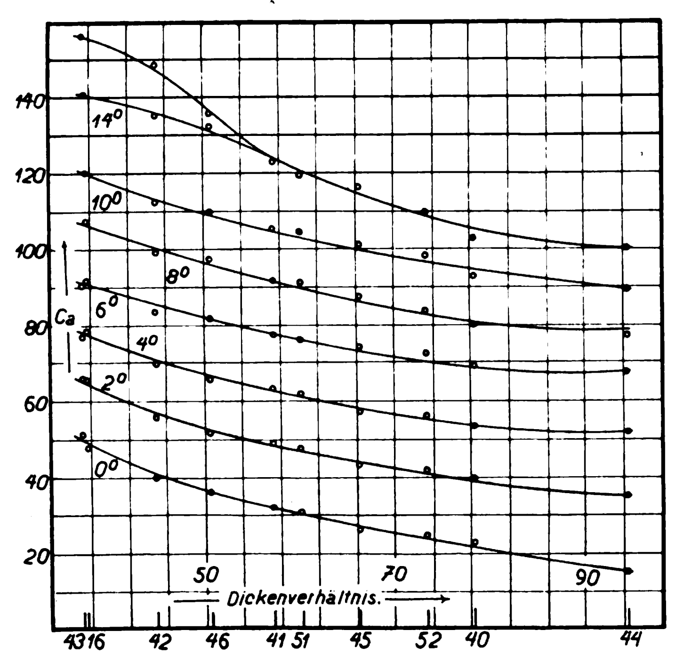


Abb. 19. Auftriebsbeiwerte bei verschiedenen Anstellwinkeln, abhängig vom Dickenverhältnis. Der Ast der oberen Kurve bezieht sich auf C_a max.

gleich zu den gebräuchlichen Profilen sehr gute aerodynamische Eigenschaften besitzt. Bei 3 m Flügeltiefe am Rumpf ist dann eine größte Dicke von 81 cm vorhanden, bei 6 m Flügeltiefe am

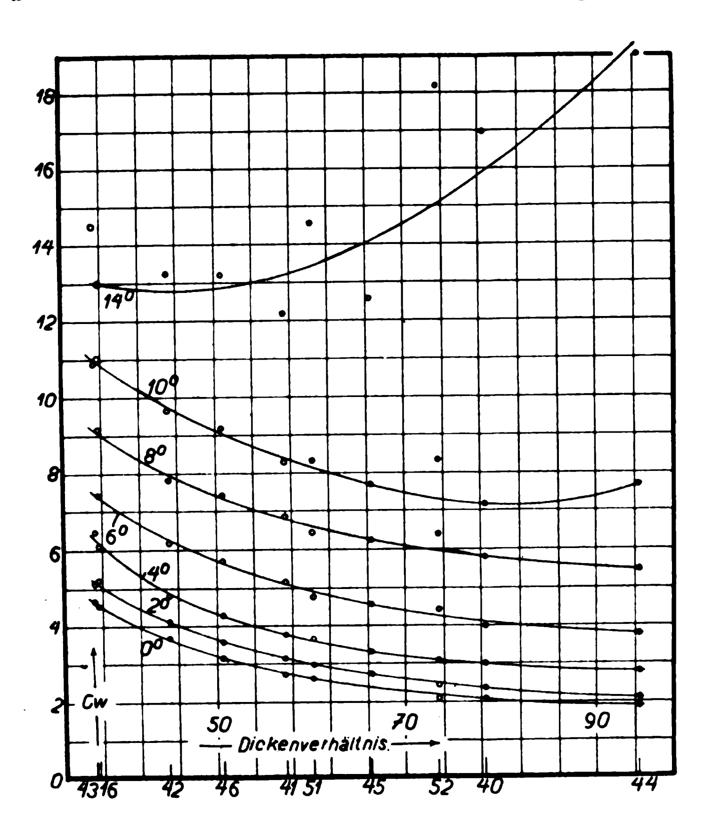


Abb. 20. Widerstandsbeiwerte bei verschiedenen Anstellwinkeln, abhängig vom Dickenverhältnis.

Rumpf und 36 m Spannweite eine Höhe von 1,62 m und bei 8 m Flügeltiefe am Rumpf sowie 48 m Spannweite wird eine Flügeldicke von 2,16 m möglich. Ein solcher trapezförmiger Flügel hat den Vorteil, daß der größte Teil des Auftriebes nahe am Rumpf liegt, sowohl durch die größere Fläche, als auch durch das dickere Profil, das den größeren Auftriebsbeiwert hat.

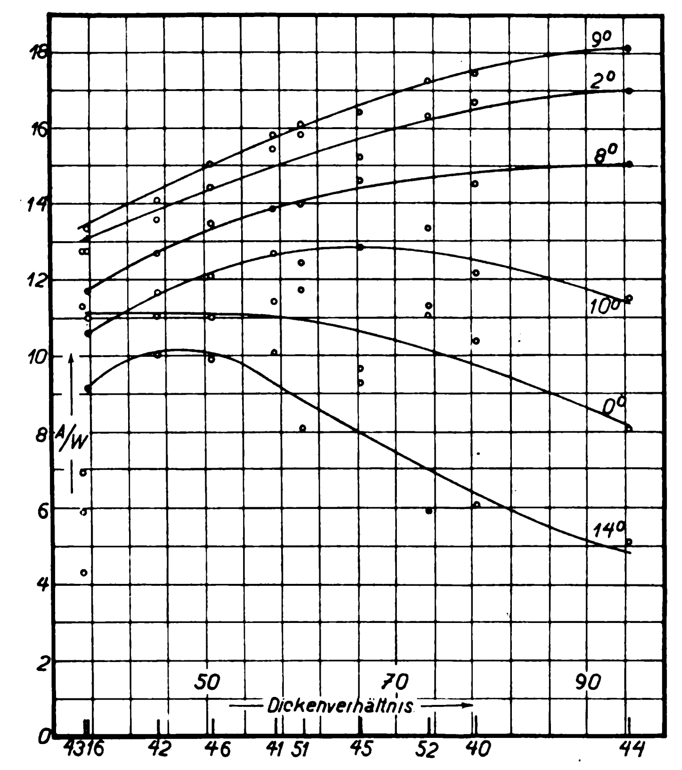


Abb. 21. Auftrieb durch Widerstand bei verschiedenen Anstellwinkeln, abhängig vom Dickenverhältnis.

Abb. 19 bis 22 geben die Eigenschaften, abhängig von dem Dickenverhältnis: Spannweite durch mittlere Dicke an. Es war nicht zu erwarten, daß alle Punkte auf einer Linie liegen,

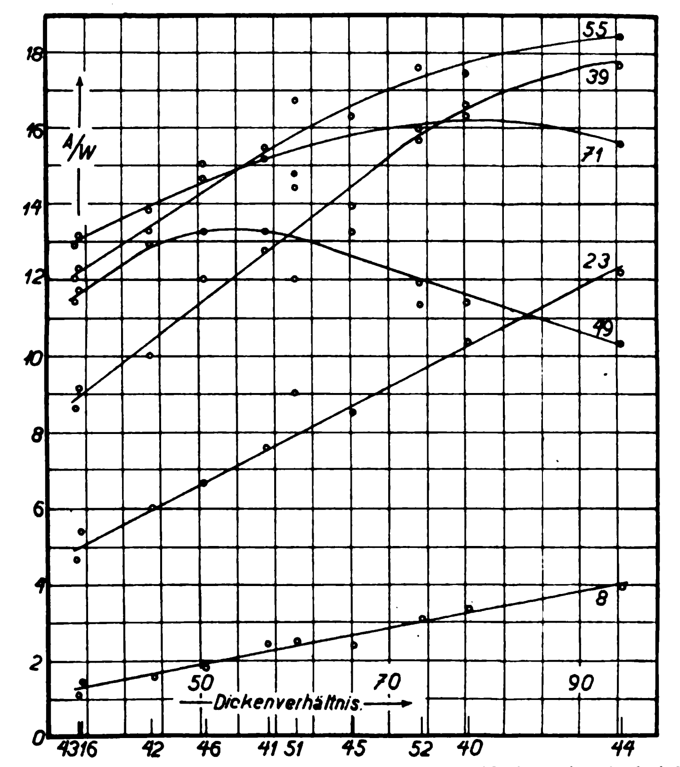


Abb. 22. Auftriebsbeiwerte bei verschiedenem Verhältnis, Auftrieb zu Widerstand, abhängig vom Dickenverhältnis[1]).

wohl aber, daß genügend Regelmäßigkeit vorhanden ist, um die Kurve des Mittels zu zeichnen.

Man sieht in Abb. 19, wie der Auftriebsbeiwert abnimmt, und sich dem einer flachen Platte nähert, wenn das Dickenverhältnis steigt.

[1]) Auf der Abb. 22 muß 49: 94 heißen.

Fällt das Dickenverhältnis auf 50, so wird das rasche Steigen des Auftriebes bei 14° Anstellwinkel auffallend. In Abb. 20 ist zu sehen, wie der Widerstandsbeiwert mit zunehmender Dicke bei kleinen Winkeln größer wird, und wie bei großen Anstellwinkeln das Gegenteil eintritt. Je kleiner der Anstellwinkel, um so regelmäßiger ändert sich der Beiwert. Profil 52 und in geringerem Maße auch 51 zeigen einen ungewöhnlich niedrigen Widerstand bei kleinen Winkeln und einen sehr hohen bei großen Winkeln. Aus der obigen Zahlentafel ersieht man, daß diese beiden Flügel sich am meisten verjüngen. Die Punkte in Abb. 21 liegen natürlich unregelmäßig, aber man sieht, wie der Kehrwert der Gleitzahl zwischen den Winkeln von 2 bis 8° mit dem Dickenverhältnis steigt. Aber bei größeren und kleineren Winkeln fällt der Wert mit zunehmendem Dickenverhältnis. Die Güte ist an dickeren Flügeln bei 0° nur deshalb besser, weil dieser Winkel weiter von dem mit dem Auftrieb Null entfernt ist. Bei hohem Anstellwinkel sind Flügel mit einem Dickenverhältnis über 50 schlecht.

Das ist deutlich in Abb. 22 zu sehen, wo die Gleitzahl abhängig vom Auftriebsbeiwert gegeben ist. Für niedrige Auftriebsbeiwerte verbessert sich die Gleitzahl mit kleiner werdender Dicke. Aber bei einem Beiwert von 55 an wird der Höchstwert erreicht, und die Kurve fällt mit abnehmendem Dickenverhältnis. 52 und 51 zeigen abnormal hohes Verhältnis: Auftrieb durch Widerstand bei niedrigen Auftriebsbeiwerten. 16 hat eine in allen Winkeln ein wenig größere Gleitzahl als 43.

Man kann aus diesen Kurven schließen, daß die aerodynamischen Eigenschaften einer Serie von Tragflügeln von ihrer mittleren Dicke und nicht von ihrer Verjüngung abhängen. Es scheint möglich, die Eigenschaften von sich verjüngenden Profilen mit ziemlicher Genauigkeit aus der Betrachtung von ähnlichen Flügeln mit gleichbleibendem Querschnitt vorauszusagen. Aber es ist unvorteilhaft, eine Dicke von 0,159 Flügeltiefe zu überschreiten. Um den größten Höchstauftrieb zu erlangen, braucht man gleichbleibendes Profil. Verjüngte Flügel scheinen sich besser für den Schnellflug zu eignen wie gleichbleibende Profile. Dieser Vorteil ist nicht sehr groß, aber doch außerhalb der Ungenauigkeit des Versuches.

Gleitzahlen ausgeführter Flugzeuge.

Von E. Everling.

In den Meßberichten der Modellversuchsanstalten, in den Lehrbüchern und Rechenregeln für Flugzeuge spielt die »Gleitzahl« ε, das Verhältnis des Widerstandes W zum Auftrieb A, als Maß für die Wirtschaftlichkeit des Strömungsvorganges am Flugzeug eine Rolle. Noch anschaulicher ist der Kehrwert $1/\varepsilon$, also das Verhältnis des Auftriebs A zum Widerstand W, weil er im Gegensatz zur Gleitzahl um so größer wird, je besser das Flugzeug aerodynamisch ist.

Diese Werte auch für ausgeführte Flugzeuge zu bestimmen, hat man verschiedentlich versucht[1]). Doch waren die Geschwindigkeiten dabei nicht genügend genau bestimmt, um einen Vergleich mit den Modellversuchen zu ermöglichen. Bei den genauen Geschwindigkeitsmessungen, die während des Krieges[2]) nach dem Theodolit-Verfahren[3]) ausgeführt waren, hatte man aber offenbar mehr dieses Verfahren als die Bestimmung der Flugleistungen im Auge; denn die Beobachtungen geschahen weder im wagrechten Fluge noch mit einheitlich, etwa durch Angabe der Drehzahl, bestimmter Motorleistung, und die Fluggewichte sind nicht mitgeteilt. Auch eine Berichtigung der Gleitzahl auf Grund der angegebenen Steiggeschwindigkeit ist nicht gelungen. Offenbar waren die Steigmessungen nicht genau genug. Diese Ergebnisse sind also leider nicht verwertbar.

Neuerdings sind englische Messungen[4]) bekannt geworden, bei denen zwar die Motorleistung ebenfalls nicht eindeutig bekannt ist, die jedoch anscheinend nahezu im wagrechten Fluge ausgeführt sind. [Die Engländer verwenden ein »Tropfen-Statoskop« nach Art des Bestelmeyerschen Variometers, das ebenso wie dieses mit einer »Thermosflasche« gegen Temperaturwechsel unempfindlich gemacht und dessen Genauigkeit durch den Druckmesser aus einem flach gebogenen Rohr mit einem Flüssigkeitstropfen gesteigert ist[1]).] Zur Geschwindigkeitsmessung bzw. zum Eichen der Geschwindigkeitsmesser am Flugzeug wird dort ein Dunkelkammerverfahren[2]) benutzt, das den deutschen Theodolit-Messungen an Genauigkeit nicht gleichkommt, aber anscheinend weitgehend durchgebildet wurde. Auch das Abstoppverfahren wird als häufig verwendet beschrieben[2]).

Ing. Herrmann[3]) hat diese Messungen auf meine Veranlassung ausgewertet, die ermittelten Gleitzahlen und übrigen Beiwerte stimmen gut miteinander überein. Sie sind um etwa 10 bis 20 vH günstiger als die Ergebnisse von Modellversuchen, die man den Flugleistungsrechnungen gewöhnlich zugrunde legt.

Zum Berechnen von Vergleichswerten erinnern wir uns der folgenden Beziehungen: Aus den Grundgleichungen des unbeschleunigten geradlinigen wagrechten Fluges, mit den bekannten Bezeichnungen:

Auftrieb gleich Gewicht . . . . . . $A = G$ (1)

Widerstand gleich Schraubenschub . . . $W = S$ (2)

Flächenauftrieb gleich Beiwert mal Staudruck . . . . $\frac{A}{F} = c_a \cdot q$ (3)

Flächenwiderstand ebenso . . . . . . $\frac{W}{F} = c_w \cdot q$ (4)

Motorleistung mal Schraubenwirkungsgrad gleich Schraubenschub mal Geschwindigkeit[4]) . . . . $75\,N \cdot \eta = S\,\frac{v}{3{,}6}$ (5)

und mit den Definitionen:

Staudruck gleich halbe Massendichte mal Quadrat der Geschwindigkeit[4]) $q = \frac{\gamma}{2g} \cdot \left(\frac{v}{3{,}6}\right)^2$ (6)

Gleitzahl gleich Widerstand zu Auftrieb oder gleich dem Verhältnis ihrer Beiwerte . . . . $\varepsilon = \frac{W}{A} = \frac{c_w}{c_a}$ (7)

folgt zunächst für die Beiwerte von Auftrieb und Widerstand nach (1), (3) und (6) bzw. (2), (4), (5) und (6)

$$c_a = \frac{1}{q} \cdot \frac{G}{F} = \frac{g}{\gamma} \cdot \frac{25{,}92}{v^2} \cdot \frac{G}{F} \quad (8)$$

$$\frac{c_w}{\eta} = \frac{1}{q} \cdot \frac{1}{\eta} \cdot \frac{S}{F} = \frac{g}{\gamma} \cdot \frac{25{,}92 \cdot 3{,}6}{v^3} \cdot \frac{75\,N}{F} = $$
$$= \frac{g}{\gamma} \cdot \frac{6998}{v^3} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{N}{G} \quad (9)$$

Diese Beiwerte geben also an, wie groß man die Flächenbelastung bzw. Leistungsbelastung für einen bestimmten Staudruck zu bemessen hat.

Dabei fällt bereits auf, daß c_w nur in Verbindung mit dem Schraubenwirkungsgrad η vorkommt. Beide Größen sind in der Tat auf Grund reiner Geschwindigkeitsmessungen nicht voneinander zu trennen. Anderseits genügt es aber vollkommen, den Widerstandsbeiwert (oder auch die Gleitzahl) im Verhältnis zum Schraubenwirkungsgrad zu kennen, solange man nur Geschwindigkeiten ausrechnen will. Zu anderen, z. B. Steigfähigkeits-Berechnungen, bei denen man die Gleitzahl ε wegen des Steigwinkels φ durch den Ausdruck $\varepsilon \cdot \cos\varphi + \sin\varphi$ zu ersetzen hat, ist die Kenntnis des Wirkungsgrades η notwendig. Umgekehrt läßt sich dieser aus Steigflügen ermitteln, wenn man genau genug mißt.

Durch Dividieren fallen aus den Gl. (8) und (9) Luftdichte bzw. Staudruck und Flächenbelastung heraus; es folgt eine

[1]) Vgl. etwa G. König, Energiemessungen durch Steig- und Gleitflüge, ZFM 11, Heft 12, S. 170—173, 1920.

[2]) V. Heidelberg und A. Hölzel, Neuere Geschwindigkeitsmessungen, Technische Berichte (der Inspektion der Fliegertruppen), TB III, S. 174—179; s. auch E. Everling, Bemerkung dazu, S. 339.

[3]) Vgl. E. Jakobi, Die Messung von Fluggeschwindigkeiten, TB II, S. 99—110.

[4]) H. Herrmann, im anschließenden Aufsatz.

[1]) Vgl. E. Everling, Die Messung von Flugleistungen in England, ZFM 8, 164—165, 1917.

[2]) Ebenda, S. 165—166, ferner S. 182—183.

[3]) H. Herrmann, im anschließenden Aufsatz.

[4]) Drückt man die Motorleistung N in PS, die Fluggeschwindigkeit v in km/h aus, so muß man die Leistung mit 75 multiplizieren, die Schnelle durch 3,6 teilen, um beide zum Einsetzen in die Gleichung auf das mkgs-System umzurechnen. $3{,}6 \cdot 75 = 270$.

einfache Beziehung für die Gleitzahl bzw. für deren Kehrwert:

$$\frac{\eta}{\varepsilon} = \frac{c_a}{c_w} \cdot \eta = \frac{v}{270} \cdot \frac{G}{N} \quad . \; . \; . \; . \quad (10)$$

Vom Schraubenwirkungsgrad wieder abgesehen, ist er also als Produkt der Geschwindigkeit, bezogen auf 270 km/h, und der Leistungsbelastung einfach zu berechnen.

Noch bemerkenswerter ist die Beziehung, die man durch Entfernen der Geschwindigkeit v aus (8) und (9) erhält:

$$\frac{c_a^3}{c_w^2} \eta^2 = \frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F} \left(\frac{G}{75\,N}\right)^2 = \frac{g}{\gamma} \cdot \frac{2}{5625} \cdot \frac{G}{F} \left(\frac{G}{N}\right)^2 \quad (11)$$

Diese Größe ist also, wenn man für die Luftdichte ihren Bodenwert oder den Betrag in der Gebrauchshöhe einsetzt, aus Flächen- und Leistungsbelastung, $\frac{G}{F}$ und $\frac{G}{N}$, d. h. aus der »Baubeschreibung«, leicht zu ermitteln. Für das Produkt $\frac{G}{F}\left(\frac{G}{N}\right)^2$ schlagen wir den Ausdruck »Bauzahl« vor.

Mit bestimmten Annahmen über den Schraubenwirkungsgrad lassen sich schließlich die Gleitzahl ε selbst und das für die Steigfähigkeit[1]) wichtige Verhältnis $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ berechnen.

Diese Vergleichwerte sind in der Zahlentafel der Flugzeuge zusammengestellt. Es ist beabsichtigt, die Tafel auf weitere Flugzeuge, von denen uns zuverlässige Angaben über die Flugleistungen zugänglich werden, auszudehnen.

[1]) Vgl. etwa E. Everling, Die Steigfähigkeit der Flugzeuge, ZFM 9, S. 89—100, 1918; auch H. Kann, Die Steigfähigkeit der Flugzeuge, TB I, S. 231—246.

Flugleistungen englischer Militärflugzeuge.

Von H. Herrmann.

Im folgenden sind aus einer Tafel englischer Geschwindigkeitsmessungen[1]) die Flugzeuge herausgesucht, bei denen Geschwindigkeit, Gewicht und Flügelfläche angegeben waren.

Die Motorleistung ist leider nur bei den Seeflugzeugen mit ihrem Bremswert angegeben. Bei Landflugzeugen ist die Nennleistung aufgeführt, die sich allerdings von der Bremsleistung verhältnismäßig nicht allzu sehr unterscheidet. Bei der Berechnung ist der Unterschied der englischen HP und deutschen PS berücksichtigt und bis zu 4,5 km Höhe gleichbleibende Motorleistung angenommen.

Aus der Zahlentafel sieht man, daß Einsitzer die schlechtesten Gleitzahlen haben. Die sämtlich zweistieligen Doppelsitzer zeigen bessere Verhältnisse. Bei denselben De Havilland-Flugzeugen steigt die umgekehrte Gleitzahl mit der Leistungsbelastung. Bei Flugbooten ist das Verhältnis Auftrieb zu Widerstand noch etwas besser. Durch Überladen wird es in zwei Fällen (Zahlentafel Zeile 19 und 20 sowie 21 und 22) vorteilhafter.

Der Auftriebsbeiwert ist am größten bei den Flugbooten. Diese haben dafür auch höhere Flächenbelastung und geringere Geschwindigkeit. Von den Seeflugzeugen sind drei mit großer und kleiner Last gemessen. Für die beiden letzten ist die Geschwindigkeit kaum geändert, die Gleitzahl verbessert und der Auftriebsbeiwert nur wenig vergrößert. Im übrigen wächst er entsprechend der Höhe; das heißt also, daß der Anstellwinkel mit der Höhe wächst.

Der Widerstandsbeiwert ist bei den Doppelsitzern am besten. Der Bristol Mono mit dem Beiwert 0,042 ist ein verspannter Eindecker mit rundem Rumpf und flachem Profil.

[1]) Flight, Bd. 12, 22. April 1920, S. 440/441.

1	2 Flugzeug-Bauart	3 Motorleistung N PS	4 Motorbauart	5 Geschwindigkeit v km/h	6 Höhe der Messung km	7 Gesamt-Gewicht G t	8 Flügelfläche F m²	9 Gipfelhöhe km	10 Wirkungsgrad durch Gleitzahl $\frac{\eta}{\varepsilon}$	11 Kehrwert der Gleitzahl $\frac{1}{\varepsilon}$ [1])	12 Auftriebsbeiwert c_a	13 Widerstandsbeiwert durch Gleitzahl $\frac{c_w}{\eta}$	14 Widerstandsbeiwert c_w [1])	15 Flächenbelastung G/F kg/m²	16 Leistungsbelastung G/N kg/PS	17 »Bauzahl« x $(G/N^2)\cdot(G/F)$	18 Verhältnis $\frac{c_a^3\,\eta^2}{c_w^2}$	19 Verhältnis[1]) $\frac{c_a^3}{c_w^2}$
	I. Einsitzer.																	
1.	Bristol Mono . .	110	Clerget	206	1,6	0,60	13,5	—	4,14	5,92	0,249	0,060	0,042	44,4	5,46	1 320	4,2	8,8
2.	S. E. 5a . . .	200	Hispano-Suiza .	198	4,3	0,89	22,8	—	3,22	4,60	0,332	0,104	0,072	39,0	4,45	770	3,4	7,0
3.	S. E. 5a . . .	200	Hispano-Suiza .	213	2,0	0,92	22,8	5,8	3,58	5,12	0,224	0,063	0,044	40,3	4,60	850	3,8	5,8
4.	Sopwith Camel	100	Le Rhône . . .	175	3,0	0,64	19,8	—	3,72	5,32	0,313	0,084	0,059	32,3	5,72	1 028	4,3	8,8
	Mittelwert								**8,67**	**5,24**								
	II. Doppelsitzer.																	
5.	De Havilland 4 .	200	—	175	3,4	1,33	40,3	4,7	4,28	6,12	0,325	0,076	0,053	33,0	6,65	1 460	6,0	12,2
6.	De Havilland 4 .	200	—	181	1,2	1,42	40,3	4,6	4,75	6,78	0,228	0,048	0,034	35,2	7,05	1 750	5,0	10,2
7.	De Havilland 4 .	200	—	190	0,5	1,33	40,3	4,9	4,66	6,65	0,319	0,068	0,048	33,0	6,55	1 420	7,8	15,9
8.	De Havilland 4 .	200	R A F 3A . .	193	2,0	1,51	40,3	5,2	3,39	4,84	0,203	0,060	0,042	37,4	7,55	2 130	23,1	47,3
9.	De Havilland 4 .	250	Rolls-Royce . .	192	0,9	1,42	40,3	4,9	4,00	5,72	0,199	0,050	0,035	35,2	5,68	1 190	31,2	63,8
10.	De Havilland 4 .	260	Fiat	177	2,0	1,73	40,3	—	5,37	7,68	0,251	0,047	0,033	42,8	6,65	1 890	7,1	14,4
11.	De Havilland 4 .	375	Rolls-Royce . .	220	2,0	1,57	40,3	5,5	4,33	6,19	0,344	0,077	0,054	39,0	4,19	685	9,7	19,7
12.	Bristol Fighter .	190	Rolls-Royce . .	169	2,0	1,21	38,2	—	3,75	5,36	0,277	0,074	0,052	31,7	6,37	1 280	3,8	7,8
	Mittelwert								**4,44**	**6,17**								
	III. Flugboote.																	
13.	Fairey Campania	310	Rolls-Royce . .	139	0,6	2,45	60,2	2,1	4,12	5,88	0,442	0,107	0,075	40,8	7,92	2 560	7,5	15,3
14.	Fairey 3 B . . .	267	Sunbeam-Maori .	145	0,6	2,27	52,0	2,7	4,66	6,65	0,438	0,094	0,065	43,7	8,65	3 270	9,6	19,5
15.	Fairey 3c [Normal]	362	Rolls-Royce . .	176	0,6	2,17	43,9	4,6	3,94	5,63	0,338	0,086	0,060	49,3	6,04	1 860	5,2	10,7
16.	Fairey 3c [Überladen]	362	Rolls-Royce . .	161	0,6	2,38	43,9	2,6	3,78	5,40	0,427	0,113	0,079	54,1	6,31	2 150	6,1	12,4
17.	Short	267	Sunbeam Maori .	134	0,6	2,32	63,2	2,7	4,35	6,22	0,433	0,100	0,070	36,8	8,96	2 950	8,2	16,7
18.	F2a	2×348	Rolls-Royce . .	154	0,6	4,97	104,0	2,9	4,07	5,82	0,434	0,107	0,075	47,7	7,16	2 440	7,2	14,7
19.	F3 [Normal] . .	2×348	Rolls-Royce . .	146	0,6	5,60	132,0	2,4	4,32	6,18	0,422	0,098	0,068	42,4	7,07	2 120	7,8	16,0
20.	F3 [Überladen] . .	2×348	Rolls-Royce . .	144	0,6	6,02	132,0	1,8	4,62	6,60	0,470	0,102	0,071	45,6	8,67	3 430	8,0	20,5
21.	F5 [Normal] . . .	2×348	Rolls-Royce . .	165	0,6	5,56	130,0	3,5	4,88	6,92	0,339	0,069	0,048	42,8	8,02	2 750	8,0	16,4
22.	F5 [Überladen] . .	2×348	Rolls-Royce . .	164	0,6	6,04	130,0	2,7	5,26	7,52	0,371	0,070	0,049	46,4	8,69	3 500	10,3	21,0
23.	H16	2×348	Rolls-Royce . .	164	0,6	4,84	110,0	3,8	4,07	5,82	0,375	0,092	0,065	43,9	6,98	2 140	6,1	12,5
	Mittelwert								**4,36**	**6,28**								

[1]) Unter der Annahme, daß der Schraubenwirkungsgrad $\eta = 70$ vH $= 0{,}70$ war.

Die »Bauzahl« $(G/N)^2 \cdot (G/F)$ ist für Steigfähigkeit und Wendigkeit von Belang. Die Kampfeinsitzer haben niedrige Werte. Die Bauzahlen der Doppelsitzer ändern sich stark mit dem Einbau verschieden starker Motoren. Ein Überladen (Zeile 16, 20 und 22) hat auffallend großen Einfluß.

Kongreß für den gewerblichen Rechtsschutz.

Von Curt Eppinger.

Vom 21. bis 23. Oktober fand der vom »Deutschen Verein für den gewerblichen Rechtsschutz« veranstaltete Kongreß in Berlin statt, an dem sich Vertreter der Regierung, der Industrie, der maßgebenden technisch-wissenschaftlichen und wirtschaftlichen Vereine sowie Juristen und Patentanwälte beteiligten. Gleich zu Beginn der Verhandlungen teilte der Reichsjustizminister Dr. Heinze mit, daß Arbeiten zur Änderung des gewerblichen Rechtsschutzes, des Patent- und des Zeichenrechtes in Vorbereitung sind. Das Reichsjustizministerium ist bemüht, mit den an diesem wichtigen Gebiet interessierten Kreisen Fühlung zu nehmen. Es sieht daher den Ergebnissen des Kongresses, die nachstehend bekannt gegeben werden, als Grundlage für den Wiederaufbau der Industrie und des Vaterlandes mit großem Interesse entgegen.

1. Einsetzung eines ständigen Sachverständigen-Ausschusses.

Der Kongreß hält die Einsetzung eines Sachverständigen-Ausschusses für gewerblichen Rechtsschutz zur Förderung der gesetzgeberischen Arbeit des Reichsjustizministeriums für dringend erforderlich und beschließt, eine Eingabe an den Herrn Reichspräsidenten zu richten mit der Bitte um Einrichtung eines solchen Ausschusses auf gesetzlicher Grundlage. (Einstimmig angenommen.)

Berichterstatter war Prof. Osterrieth, dem sich Rechtsanwalt Dipl.-Ing. Berger vom Verein deutscher Ingenieure mit einer gleichen Stellungnahme anschloß.

2. Patenterteilungsverfahren.

a) Der Einzelprüfer ist im Prüfungsverfahren beizubehalten. (Angenommen gegen 6 Stimmen.)

b) Die 2. und 3. Instanz sind die Anmelde-Abteilung und die Beschwerde-Abteilung. (Angenommen gegen 6 Stimmen.)

c) Für den Einsprechenden ist die Anmelde-Abteilung die erste, die Beschwerde-Abteilung die zweite und letzte Instanz. (Einstimmig angenommen.)

d) Die Anmelde-Abteilung entscheidet in Besetzung von 3 Mitgliedern, die Beschwerde-Abteilung in Besetzung von 5 Mitgliedern. In der Anmelde-Abteilung muß 1, in der Beschwerde-Abteilung müssen 2 Mitglieder rechtskundig sein. (Angenommen mit 73 gegen 69 Stimmen.)

e) Kein Mitglied der Anmelde-Abteilung darf bei dem angefochtenen Beschluß mitgewirkt haben. Der Vorprüfer soll bei der Entscheidung nicht beteiligt sein.

f) Die Beweis-Aufnahme soll vor dem Patentamt oder einem Referenten des Patentamts stattfinden. Die Beweisaufnahme muß vor dem Patentamt oder einem Referenten stattfinden, wenn eine Partei es beantragt. (Einstimmig angenommen.)

Nach einem kurzen Überblick über die Stellung der früheren Kongresse zu dieser Frage und einer eingehenden Aussprache wurden diese von Direktor Preußing gestellten Anträge angenommen.

3. Präklusivfrist.

Der Kongreß spricht sich mit 87 gegen 25 Stimmen gegen die Abschaffung der Präklusivfrist aus.

4. Sondergerichtsbarkeit.

a) Ohne oder auf Antrag der Parteien kann das Gericht 2 technische Sachverständige bei Streitigkeiten des gewerblichen Rechtsschutzes als Beisitzer in das Richterkollegium zuziehen. (Angenommen mit 99 gegen 38 Stimmen.)

b) Die Zuziehung muß erfolgen, wenn beide Parteien dies beantragen. (Angenommen gegen 3 Stimmen.)

c) Die Auswahl erfolgt mit Rücksicht auf die besondere Sachkunde durch das Gericht aus einer aufzustellenden Liste dieser Sachverständigen. (Angenommen gegen 10 Stimmen.)

d) Es ist im Ausbau des § 9 der Verordnung vom 11. Juli 1891 und des § 20 P.G. Abs. 2 im Patentamt eine Stelle zu schaffen, welche Grundsätze für die Behandlung der Geschäfte, für die Gesichtspunkte bei der Prüfung von Patenten und Warenzeichen und für die Gestaltung von Patentbeschreibungen und Patentansprüchen mit bindender Wirkung feststellt. (Angenommen mit 78 gegen 46 Stimmen.)

e) Mitglieder des Patentamtes können unter Zustimmung des Präsidenten auf Ersuchen von Gerichten Gutachten erstatten.

Zu diesem Punkte lag noch ein Antrag des Patentanwaltes Herse vor, der die Rechtsprechung beim Reichspatentamt zentralisieren will. In der sehr lebhaften Aussprache kam zum Ausdruck, daß der größte Teil der beteiligten Kreise, auch die Juristen, für Zuziehung technischer Richter bei Prozessen des gewerblichen Schutzrechtes ist. Nur über die Art der Zuziehung herrschten Meinungsverschiedenheiten. Antrag Herse wurde abgelehnt und der Antrag des Präsidenten Dr. Guggenheimer zum Beschluß erhoben. Ein Antrag des Justizrats Waldschmidt als Vertreter des Reichsverbandes Deutscher Industrie gelangte dadurch als nicht so weitgehend nicht zur Abstimmung.

5. Reform des Warenzeichengesetzes.

Der Kongreß entscheidet sich einstimmig für die Beibehaltung der Vorprüfung.

6. Madrider Abkommen.

Der Kongreß spricht sich für den baldmöglichsten Beitritt Deutschlands zu den beiden Madrider Abkommen aus.

Der Widerstand, der früher von Deutschland gegen den Beitritt geltend gemacht wurde, ist zum großen Teil durch Rechte, die sich die anderen Staaten durch den Versailler Vertrag gesichert haben, erledigt.

Es ist noch zu erwähnen, daß die Abstimmungsresultate an und für sich kein klares Bild über die Wünsche der beteiligten Kreise, namentlich der Industrie geben. Im Deutschen Verein für den Schutz des gewerblichen Eigentums sind Behörden, Handels-Korporationen, Juristen, Patentanwälte und Industrie vertreten. Während jedoch viele Interessenten dem Verein als Einzelmitglieder angehören, sind andere nur durch die großen Verbände in einer Person vertreten, so z. B. die Industrie durch den Reichsverband bzw. einige andere Spezialverbände. Der Einfluß auf die Abstimmung ist daher bei der Industrie äußerst gering und steht in keinem Verhältnis zu ihrer eigentlich doch entscheidenden Bedeutung.

Auf den Schutz des gewerblichen Eigentums beruhende Forderungen an das feindliche Ausland.

Der Reichsminister für Wiederaufbau richtete am 23. Oktober an den Deutschen Industrie- und Handelstag das folgende Schreiben:

»Mit den Regierungen der ehemals feindlichen Mächte schweben seit einiger Zeit Verhandlungen darüber, in welcher Weise die in Artikel 306 Abs. 4 des Friedensvertrages genannten Ansprüche deutscher Inhaber solcher gewerblicher Schutzrechte, die während des Krieges im feindlichen Auslande auf Grund von Kriegsmaßnahmen benutzt worden sind, auf die sog. Zwangslizenzgebühren geltend zu machen sind. Leider sind diese Verhandlungen noch nicht zum Abschlusse gelangt; insbesondere hat sich bisher eine Klärung der Frage nicht ermöglichen lassen, ob diese Ansprüche durch Vermittlung der Ausgleichsämter in dem im Artikel 296 des Friedensvertrags vorgesehenen Ausgleichsverfahren zu regeln sind.

Sollten die Verhandlungen zu einer Verständigung dahin führen, daß die genannten Ansprüche zu den am Ausgleichsverfahren teilnehmenden Forderungen gehören, so wird erforderlich sein, daß die Berechtigten binnen kürzester Frist nach Zustandekommen dieser Verständigung ihre Forderungen beim Reichsausgleichsamt anmelden. Aus diesen Gründen



kann den Beteiligten nur auf das dringendste anempfohlen werden, diese ihre Ansprüche schon jetzt vorsorglich mit größter Beschleunigung zur Anmeldung bringen, soweit sie dazu in der Lage sind. Die Angaben über Grund und Betrag der Forderung sind dabei so genau und so gut, wie es bei der häufig fehlenden näheren Kenntnis über die feindlichen Eingriffe möglich ist, zu machen. Unklarheiten über die Person des Anmelders, das betroffene Schutzrecht und das beteiligte Land sind zu vermeiden. Es empfiehlt sich, die Anmeldung direkt an das Reichsausgleichsamt, Berlin W, Wilhelmstr. 94/96, einzusenden. Die Benutzung besonderer Formulare ist nicht erforderlich. Ep.

Buch-Besprechung.

Der Kreisel. Seine Theorie und seine Anwendungen. Von Dr. R. Grammel, ord. Professor an der Technischen Hochschule Stuttgart. Braunschweig 1920, Friedr. Vieweg & Sohn. 8°. X und 350 S. Mit 131 Abbildungen. Preis geheftet M. 32, zuzügl. Sortimentzuschlag.

Der Kreisel, das Spielzeug der Kinder und der Erfinder, der scheinbar so widerspruchsvolle und doch so logische Geselle, mit den vielen Fehlern und der einen Tugend, Präzessionsmoment genannt, ist denen, die sich eben dieser Tugend (oder auch seiner Fehler) wegen mit ihm befreunden möchten, bisher nur aus dickleibigen theoretischen Werken und gelehrten Zeitschriften oder aus gemeinverständlichen und daher nicht immer zuverlässigen Schriften zugänglich. Grammel geht mit sicherem Schritt den Mittelweg: Mancher wird sein Buch freilich entsetzt wieder zuklappen, wenn er die vielen Formeln sieht. Beim näheren Studium aber erkennt man entzückt, wie viele Formeln der Verfasser nicht gebracht hat, wie anschaulich er selbst denkt und auch den Leser denken lehrt. Sehr viel weiter läßt sich diese höchste Kunst des Theoretikers, Formelrechnungen — Grammel vergleicht sie mit »taktmäßig ablaufenden Automaten« — durch die anschauliche Überlegung — das scharf geschliffene Werkzeug des Mechanikforschers — zu ersetzen, nicht wohl treiben!

Wenn das Buch trotzdem nicht leicht zu genießen ist, so ist es doch viel leichter als — das Kreiselproblem selbst. Auch für den, der jede Mathematik verabscheut, ist das Lesen wertvoll, denn zwischen und außer den Formeln finden sich lange anschauliche Betrachtungen, auch Mitteilungen über die praktische Anwendung und die weitere Verwertbarkeit des Kreisels. Die Hauptergebnisse sind überall durch Sperrdruck hervorgehoben, so daß man sich leicht zurechtfindet.

Auch im einzelnen hat der willigste Kritiker es schwer, wenn er nach Fehlern und Anständen sucht. Der große Zug, der durch die ganze Darstellung geht, hat die peinliche Sorgfalt nicht verdrängen können, die sich vor allem in den eingehenden, sehr bequemen Rückverweisungen, den klaren Abbildungen, dem ausführlichen Literaturverzeichnis und den vollständigen Registern zeigt. Auch mit dem so beliebten »Beweisersatz«: »Man erkennt leicht« oder dgl. ist der Verfasser sparsam umgegangen.

Der Inhalt der verschiedenen Abschnitte: Zunächst überrascht die elementare Einleitung. Woher soll ein Leser, dem die hier erörterten Grundbegriffe gänzlich fremd sind, die mathematische Lesegewandtheit haben, die zum vollen Genuß der anschließenden theoretischen Ausführungen über den kräftefreien, den zwanghaften und den schweren Kreisel notwendig ist? Das war also nicht der Anlaß. Es war vielmehr die Freude an einer kurzen, anschaulichen Darstellung auch der Grundbegriffe, das Streben nach möglichst fester, lückenloser Gründung des ganzen Gebäudes. So gibt denn die Einleitung dem Leser eine bequeme Wiederholung der mechanischen Sätze und zugleich — ein weiterer wichtiger Grund für ihr Dasein und Sosein — eine schmerzlose Einführung in die Vektorenrechnung, soweit sie späterhin, und auch der Verständlichkeit zuliebe nicht mit rücksichtsloser Folgerichtigkeit, gebraucht wird.

In einer luftfahrtechnischen Zeitschrift ist vor allem auf die zweite Hälfte des Buches, die Anwendung des Kreisels, zu verweisen. Dort findet sich im ersten Abschnitt: »Die Kreiselwirkungen bei Radsätzen«, neben Kollermühlen, Schwebebahnen, Fahrrädern, Turbinenscheiben usw. auch ein Paragraph über Flugzeuge, in dem man eine geradezu klassische Darstellung der Stabilitätsrechnung nach dem Verfahren der kleinen Schwingungen und mit Rücksicht auf die Kreiselwirkung der Luftschraube findet. Diese Betrachtungen werden im nächsten Abschnitt, »mittelbare Stabilisatoren«, aufgegriffen. Dort sind die Pendelkreisel, die man als künstliche Horizonte und Flugzeugstabilisatoren zu verwenden getrachtet hat, auf ihre leider der praktischen Anwendung so verhängnisvollen Störungsmöglichkeiten untersucht. Dann werden unter Vernachlässigung der Luftschraubenkreiselung die Stabilitätsbedingungen des Flugzeuges aufgestellt und gezeigt, daß ein wirklich lotweisendes Kreiselpendel bei richtigen Abmessungen des Ganzen schwingungsfreie Rückkehr in die Nullage verbürgen kann. Die Kreiselkompasse, ihre Fehler und deren Behebung (für Schiffe) sind ausführlich behandelt. Unter den astatischen, d. h. im Schwerpunkt aufgehängten Kreiseln wird neben dem Geradläufer für Torpedos und andern der Steuerzeiger für Flugzeuge beschrieben und erörtert.

Der letzte Abschnitt, unmittelbare Stabilisatoren, bringt neben vielseitigen Betrachtungen über Richtkreisel (z. B. Geschosse) und Stützkreisel (vor allem in der Einschienenbahn) auch die Kreiseldämpfung der Schiffsschwingungen.

Wieviel eigene Forschungen der Verfasser uns vorsetzt, das läßt er uns bescheidentlich aus dem Quellenverzeichnis und aus Andeutungen im Vorwort erraten. Darüber hinaus ist das ganze Buch sein eigenes Werk — ein Werk aus einem Guß.

Everling.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Das 1. Beiheft zu unserer Zeitschrift ist erschienen und sämtlichen Mitgliedern zugesandt. Da unsere Kasse durch die sich belaufenden Unkosten außerordentlich in Anspruch genommen wird, bitten wir um Rückerstattung des ungefähren Selbstkostenbetrages von M. 15,— für das Exemplar. Einzahlungen sind auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 zu leisten.

2. Das 2. Beiheft zur ZFM ist ebenfalls erschienen und soll nach Bestellung an die Mitglieder versandt werden. Es enthält folgende Aufsätze:

»Tragflügeltheorie«. Von A. Betz, Göttingen.

»Die Berechnung von Luftschrauben mittels Propellerpolaren«. Von Georg Koenig, Berlin.

Das Heft kostet für Mitglieder M. 6,50 und wird nur auf ausdrücklichen Wunsch von der Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt versandt. Bestellkarte befindet sich im Inseratenteil.

3. Infolge der Teuerung und der damit verbundenen Geschäftskosten ist die WGL genötigt, ihre Einnahmen zu erhöhen. Um aber einer Erhöhung des Mitgliedbeitrages aus dem Wege zu gehen, wurde auf der VI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung beschlossen, für das Geschäftsjahr 1920 einen Teuerungszuschlag von M. 20,— zu erheben. Wir bitten unsere Mitglieder, in Anbetracht der ungünstigen finanziellen Lage, diesen Betrag von M. 20,— auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 einzahlen zu wollen.

4. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Gerd von Buggenhagen, i. Fa. Erich F. Huth G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmstr. 130.

Direktor Dr. phil. Karl Rottgardt, i. Fa. Erich F. Huth, G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmst. 130.

cand. ing. Wilhelm Ludowici, Berlin NW 23, Flotowstraße 11.

cand. rer. pol. Hans Goldfarb, Gießen, Einhornhotel.

Kurt Frhr. von der Goltz, Hamburg, Hapag, Alsterdamm 25.

Außerordentliche Mitglieder:

Erich F. Huth, G. m. b. H., Berlin SW 48, Wilhelmstraße 130.

5. Adressenänderungen:

Oberlt. Homburg, Berlin W 15, Hohenzollerndamm 206 IV.

Direktor W. Bleistein, Heidelberg, Landfriedstr. 14.

Marinebaumeister Neesen, Altona-Othmarschen, Moltkestr. 186.

Dipl.-Ing. Fabrikdirektor Karl Rau, München, Prinzregentenstr. 48.

Dipl.-Ing. Schleusner, Jena, Lutherstr. 18.

Unser Mitglied, Dipl.-Ing. Madelung, Dessau, ist lebenslängliches Mitglied geworden.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Rundschau auf dem Gebiete des gewerblichen Rechtsschutz.

Deutschland.

Das gewerbliche Eigentumsrecht nach dem Friedensvertrag. Am 3. August 1920 ist ein Gesetz veröffentlicht worden, welches das gewerbliche Eigentumsrecht auf Grund des Berner Abkommens vom 30. Juni 1920 regelt.

§ 1: Dem Abkommen wird zugestimmt.

§ 2: In den §§ 15 und 16 des Ausführungsgesetzes zum Friedensvertrag werden die Worte »des Friedensvertrages« überall ersetzt durch die Worte des »Berner Abkommens vom 30. Juni 1920«.

§ 3: Unberührt bleiben die Rechte desjenigen, der vor dem Wiederinkrafttreten eines gewerblichen Schutzrechtes den Gegenstand in gutem Glauben im Inland genommen hat. Der Benutzung steht es gleich, wenn die zur Benutzung einer Erfindung erforderlichen Veranstaltungen getroffen sind.

Das Berner Abkommen zur Ausführung des Abschnittes 7 des Versailler-Vertrages (Gewerbliches Eigentum). Am 30. Juni ist in Bern zwischen Deutschland, Frankreich, den Niederlanden, Polen, Portugal, Schweden, der Schweiz, der Tschecho-Slowakei und Tunis ein »Abkommen über Erhaltung oder Wiederherstellung der durch den Weltkrieg betroffenen Eigentumsrechte geschlossen worden«. Dieses Abkommen wurde am 30. September 1920 ratifiziert. Danach werden Prioritätsfristen nach Artikel 4 der revidierten Pariser Übereinkunft, die am 1. August 1914 noch nicht abgelaufen waren, oder während des Krieges begonnen haben, bzw. hätten beginnen können, bis zum Ablauf von 6 Monaten nach Inkrafttreten des Abkommens, also längstens bis 31. März 1920 verlängert. Unberührt davon bleiben die Rechte derjenigen, die sich in gutgläubigem Besitz von gewerblichen Eigentumsrechten befinden. Für die Erhaltung oder zum Erwerb dieser Rechte gewährt Artikel 3 die Frist von 1 Jahr vom Inkrafttreten des Abkommens. Verfallene gewerbliche Eigentumsrechte treten wieder in Kraft. Der Zeitraum zwischen dem 1. August 1914 und dem 30. September 1920 wird auf Ausübung eines Patentes nicht angerechnet. Die Frist für die Ungültigkeit solcher Patente wegen bloßer Nichtausübung oder bloßen Nichtgebrauchs ist auf 2 Jahre vom Inkrafttreten des Abkommens festgesetzt.

Nach Artikel 4 sichern die Bestimmungen nur Mindestmaß von Schutz. Günstigere und nicht widerstreitende Vereinbarungen bestehen fort. Weitere Länder können dem Abkommen auf Antrag beitreten. — Außer den obenerwähnten Ländern sind dem Abkommen Marokko und Großbritannien neu beigetreten. Letzteres jedoch mit dem Vorbehalt: »Die erweiterten Fristen, welche in den Artikeln 1 und 2 des Abkommens vorgesehen sind, erlöschen, soweit das vereinigte Königreich in Frage kommt, am 10. Januar 1921«.

Internationale Union.

Die Rumänische Regierung hat dem Schweizerischen Bundesrat unter dem 26. August 1920 den Beitritt Rumäniens zu der Pariser Verbands-Übereinkunft vom 20. März 1883 zum Schutze des gewerblichen Eigentums, revidiert in Brüssel am 14. Dezember 1900 und in Washington am 3. Juni 1911, angezeigt. Der Beitritt ist am 6. Oktober 1920 wirksam geworden. —

Nach einer Mitteilung der »Technik«, Beilage zur Industrie- und Handelszeitung, ist in Paris am 22. November 1920 der zwischen verschiedenen alliierten Staaten abgeschlossene Vertrag über die Errichtung eines internationalen Zentral-Patentamtes in Brüssel unterzeichnet. Dieses Zentral-Patentamt soll ein Organ für die Zentralisierung der Patentangelegenheiten in gesetzgeberischer wie in technischer Hinsicht werden und mit der Registrierung und der Erledigung der Patentgesetze betraut sein. Den Erfindern soll, obwohl das Abkommen kein internationales Patent schafft, zur Vereinfachung der Formalitäten und Verminderung der Kosten wesentliche Vorteile geboten werden. — Deutschland ist an diesem Abkommen nicht beteiligt. Es müssen noch nähere Nachrichten hierüber abgewartet werden.

Belgien.

Patent-Verlängerung tritt ohne weiteres ein. Während des Krieges sind Jahresgebühren nicht fällig geworden. Eingezahlte Gebühren werden demgemäß als Vorauszahlung betrachtet. Es wird noch bekanntgegeben, von welchen Terminen ab Jahresgebühren wieder zu zahlen sind.

Dänemark.

In Dänemark ist die Patentverlängerung durch eine Zusatz-Akte vom 22. Dezember 1919 zum dänischen Patentgesetz für die dänischen Staatsbürger geregelt. Die daraus resultierenden Vergünstigungen können unter der Voraussetzung der Gegenseitigkeit auch Staatsangehörigen anderer Länder gewährt werden. Die Erklärung der Gegenseitigkeit dürfte in Deutschland in nächster Zeit erfolgen, da das deutsche Gesetz keine Ausnahmebestimmungen in bezug auf Ausländer enthält.

Frankreich.

Die Vergünstigungen für Patentverlängerungen in Frankreich treten nach bisher eingegangener Mitteilung voraussichtlich nur für französische Staatsangehörige ein. Das Gesetz ist hauptsächlich für diejenigen französischen Patentinhaber geschaffen, die infolge Einziehung zum Heeresdienst oder infolge Zerstörung ihrer Anlagen durch den Krieg in Mitleidenschaft gezogen worden sind.

Großbritannien.

Unter gewissen Voraussetzungen ist auch in Großbritannien eine Patentverlängerung von 5 bis 10 Jahren vorgesehen. Diese ist aber äußerst schwierig zu erhalten. Nach bekannten Gerichtsurteilen nur dann, wenn ein bestimmter Schaden durch Nichtausübung der Schutzrechte infolge des Krieges nachgewiesen wird. Der Antrag kann erst kurz vor dem Erlöschen des Patentes gestellt werden, damit der ev. eingetretene Schaden übersehen werden kann.

Zu dem Patent- und Mustergesetz 1919 (Patent and Designs Act) sind vom Board of Trade jetzt die Ausführungsbestimmungen bekanntgegeben mit einem Anhang über die zu zahlenden Gebühren.

Rückgabe von Patenten. Die beschlagnahmten Patente und Patentanmeldungen deutscher Reichsangehöriger werden zugunsten derjenigen Personen freigegeben, denen sie zu Beginn des Krieges gehörten. Die durch den Custodian auferlegten Einschränkungen bezüglich der Verfügbarkeit bleiben jedoch bestehen. Die Abtretung eines ehemals beschlagnahmten Patentes kann nur mit Bewilligung des Board of Trade stattfinden. Erfolgt die Abtretung freiwillig, so fallen 75 vH, andernfalls die Gesamtsumme dem Clearing-Office zu.

Tschecho-Slowakischer Staat.

Die jährlichen Patentgebühren sind mit Wirkung ab 1. September 1920 um 50 vH erhöht.

Ungarn.

Die Bestimmung der Verordnung vom Jahre 1919, wonach der Lauf der Fristen zur Zahlung der Jahresgebühren und Zusatzgebühren für Patente bis zum 30. Juni 1920 ruht, wird dahin abgeändert, daß sich der Zeitraum des Ruhens bis zum 31. Dezember 1920 erstreckt.

Eppinger.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

Der Anschluß der Schweiz an europäische Luftstrecken ist das Ziel der zwischen der »Ad Astra«-Gesellschaft und ausländischen Luftverkehrsunternehmungen zurzeit schwebenden Verhandlungen. Beabsichtigt ist zunächst ein Übergangsverkehr, im Anschluß an die Linie Warschau—Prag—München—Genf, die ihrerseits wieder mit der Linie Toulouse—Rabat verbunden werden soll. Das »Office Aérien« bemüht sich, die schweizerische Luftfahrt zu fördern und fremde Einflüsse abzuwehren, aus welchem Grunde auch die Zulassung fremder Gesellschaften zum Luftverkehr innerhalb des Landes nicht in Frage kommt. (»l'Auto«, Paris, 7. 10. 20.) Hu. **20/03. 04.**

Verkehrsleistungen auf den Linien Brüssel—Paris, Brüssel—London.

(19. 7.—30. 9.)	Brüssel—Paris —Brüssel	Brüssel—London —Brüssel
Arbeitstage	63	63
Ausgeführte Flüge	217	130
Zahl der Reisenden	164	187
Warenmenge	675 kg	1000 kg
Postmenge	95 »	337 »
Unfälle	0	0

(»l'Indépendance Belge«, Brüssel, 8. 10. 20.) Hu. **20/04. 13.**

Wettbewerbe.

Das Treffen von Buc (8. bis 10. Oktober 1920) umfaßte folgende Hauptveranstaltungen:

Überlandflug der Besitzer (offen für Flugzeugeigentümer, an Bord ihrer Flugzeuge). Rundflug Buc—Châteauford—Toussus-le-Noble—Villacoublay—Buc.

Wettbewerb um den Höhenweltrekord.

Wettbewerb um den Geschwindigkeitsweltrekord.

Schnellster Aufstieg und schnellste Landung.

Geschicklichkeitswettbewerb (Zerstörung von kleinen Ballonen).

Geschicklichkeitswettbewerb (Ziellandung).

Wettbewerb von Transport- oder Postflugzeugen auf den Strecken Paris—London und Paris—Brüssel, offen für Flugzeuge der zugelassenen Luftverkehrsgesellschaften, die Postflugzeuge mit mindestens 50 kg, die Transportflugzeuge mit Besatzung: zwei Fluggäste Belastung, Apparate über 500 PS müssen zwei Personen als Besatzung haben. Der Start ist offen von 10 bis 11 h vormittags, die Apparate müssen vor 6,30 h nachmittags zurück sein. Preise: für vorschriftsmäßigen Streckenflug Frs. 2500; für Beförderung der größten Fluggastpassagierzahl und für Streckenflug hin und zurück in kürzester Zeit je Frs. 2500 Zusatzprämie.

Luftrennen (Handicap), offen für Apparate mit mindestens 165 km/h Geschwindigkeit.

Ferner: Schein-Luftkämpfe, Wettbewerbe für photographische Aufnahmen, Manöverieren von Luftschiffen, Angriffe auf einen Fesselballon usw.

I. Schnelligkeitswettbewerb auf der 1 km-Strecke (Inhaber Jean Casale — 283,234 km/h).

1. Sadi Lecointe (Nieuport mit Hispano-Motor) 296,694 km
2. Bernard de Romanet (Spad-Herbemont mit Hispano-Motor) 292,682 km
3. Jean Casale (Spad) 257,142 km
4. Tierry (Bréguet) 214,285 km
5. Boishardy (Salmson) 204,000 km

II. Höhenwettbewerb mit 250 kg Zuladung. 1. Roget (Bréguet-Renault) 7000 m und Tierry (Bréguet-Renault) 7000 m.

Pilot allein. — 1. Kirch (Nieuport-Hispano) 7000 m.

Nach den Bestimmungen der F. A. J. (Genfer Kongreß 1920) bedeuten die Leistungen Rogets und Tierrys einen neuen Weltrekord.

III. Wettbewerb der Post- und Verkehrsflugzeuge. Paris—Brüssel—Paris. — 1. Deuillin (Cie. Franco—Roumaine) auf S. E. A. in 4 h, 15 m, 12 s; 2. Lemen (Messageries Aériennes) in 4 h, 22 m, 18 s; 3. d'Or (Farman-Goliath) in 5 h, 29 m, 20 s.

Paris—London—Paris. — 1. Bourdon (Messageries Aériennes) auf Spad-Hispano in 4 h, 46 m, 16 s; Bajac (Cie. Franco-Roumaine) auf S. E. A. Lorraine in 5 h, 49 m, $^3/_5$ s.

IV. Genaueste Landung. 1. Fronval (Morane-Saulnier) 2,60 m vom Ziel; 2. Douchy (Potez) 34,08 m; 3. Pillon (Farman) 41,80 m; 4. Maïcon (Caudron) 43,34 m; 5. Pelletier d'Oisy (Morane-Saulnier) 94 m; 6. Martin (Lioré et Ollivier) 180 m; 7. Bouyer (Hauriot) 300 m. (»l'Auto«, Paris, 10. und 11. Oktober 1920.) Hu. **20/03. 11.**

Die Ergebnisse des Air Ministry-Wettbewerbs 1920 haben das Preisgericht, das bedeutendere Fortschritte auf dem Gebiet der Flugzeugkonstruktion erwartet hätte, enttäuscht. Bei der Preisverteilung ist daher z. B. der erste Preis für Großflugzeuge überhaupt nicht zur Verteilung gelangt. Preiszuerkennungsliste:

a) Großflugzeuge. 1. Preis: — — —. 2. Preis: Handley Page Transport Ltd. H. P. W. 8 mit zwei 450 PS Napier-Motoren, 8000 Pfd. Sterl. 3. Preis: Vickers, Ltd., Vickers Vimy Commercial mit zwei 350 PS Rolls Royce »Eagle« 8-Motoren, 4800 Pfd. Sterl.

b) Kleinflugzeuge. 1. Preis: Westland Aircraft Works, Westland »6 Sitzer« mit 450 PS Napier »Lion«-Motor, 7500 Pfd. Sterl. 2. Preis: Sopwith Aviation and Engineering Co., Ltd., Sopwith »Antelope« mit 180 PS Wolseley Hispanoe »Viper«-Motor, 3000 Pfd. Sterl. 3. Preis: Austin Motor Co., Ltd., Austin »Kestrel« mit 160 PS Beardmore-Motor, 1500 Pfd. Sterl. (»Flight«, Nr. 615, 7. 10. 20 und »Times« 11. 10. 20.) v. K. **20/03. 16.**

Zwei amerikanische Wettbewerbe im Jahre 1921. Die Überlandflugzeugrennen New-York—San Francisco und New-York—Los Angelos sind durch den Aero-Club von Amerika in »Rennen in geschlossenem Rundflug« — offen für Flieger aller Länder — umgewandelt worden und werden 1921 unter der Leitung der »Aeriel League of America« ausgetragen. Die Bedingungen sollen ähnlich wie die bei Automobilrennen sein. (»l'Auto«, Paris, 30. 9. 20.) **ND 41.**

Der Gordon-Bennett-Pokal für Freiballone, — 1905 von Jeames Gordon-Benett gestiftet — wurde am 23. 10. 20 zum neunten Male ausgetragen. Bisherige Sieger: Amerika (1906, 1909, 1910 und 1913), Deutschland (1907 und 1911), Frankreich (1912), die Schweiz (1908). Von 1914 bis 1919 wurde kein Wettbewerb um den Pokal veranstaltet. Startplatz Birmingham (Allabama). Es haben genannt: 1. Amerika (3 Ballone), 2. Frankreich (1 Ballon), 3. Italien (2 Ballone), 4. Belgien (1 Ballon), 5. England (3 Ballone). Für jede Nation sind drei Ballone zugelassen. Die Aussichten für Frankreich sind nach l'Auto nicht besonders günstig, denn erstens hatte die französische Besatzung (Hirschauer-Nathan) wegen der hohen Gaskosten keine Gelegenheit zu Probefahrten und zweitens wird die Fernfahrt über einem Lande ausgetragen, dessen atmosphärische Verhältnisse der Besatzung ebensowenig bekannt sind wie die Landstriche, über die die Fahrt führt. (»l'Auto«, Paris, 21. 10. 20.) Hu. **20/04. 14.**

Deutschland.

Die Flugpost Augsburg—München—Frankfurt a. M. (s. 20/02. 01) hat folgende Flugzeiten:

8,30 ↓ ab München ↑ an 11,30
11,30 ↓ an Frankfurt ↑ ab 8,30

20/03. 02.

Die Verwertung der Erfindung »Pneumatisches Segelflugzeug« von Dr. Nimführ soll nach Nachrichten der Tagespresse auch von verschiedenen deutschen Firmen angebahnt sein. Herr Generaldirektor Rumpler, welcher verschiedentlich genannt ist, steht hiermit in keinerlei Zusammenhang.

Amerika.

Wasserflugzeuge für die amerikanische Flotte. Sechs große (Curtiss) NC-Wasserflugzeuge für Erkundungsflüge und zur Nachrichten-



übermittlung sind der amerikanischen Marine zugeteilt worden; hiervon drei für den Stillen und drei für den Atlantischen Ozean. Die Besatzung jedes einzelnen Apparats besteht aus fünf Mann. (»Aerial Age«, Bd. 11, Nr. 26, v. 6. 9. 20.) **ND 41.**

Ein Luftpostpreisausschreiben (Preis Doll. 1000) ist von fünf Zeitungen für die drei besten Geschwindigkeitsleistungen auf der neuen Luftpoststrecke New York—San Francisco ausgesetzt. Als Flugzeuge sollen De Havilland 4, Curtiß R. 4, L. W. F. und V. L. 6 (Metall)-Apparate verwandt werden. (»Aerial Age«, Bd. 12, Nr. 2, 20. 9. 1920.) v. K. **20/04. 29.**

Eine militärtechnische Fliegerakademie besteht in Dayton (Ohio) seit 1. 11. 1919. Es werden nur einige 20 Offiziere zugelassen, die wegen ausgesprochener technischer Begabung von ihren Kommandeuren dafür empfohlen sind. (»Aerial Age«, Bd. 12, Nr. 1, 13. 9. 1920.) v. K. **20/04. 31.**

Ein neues Lenkluftschiff in Amerika. Das Marine-Departement verfügt über Pläne zur Konstruktion eines Riesenluftschiffes von 170 m Länge. Die Kosten werden ca. Doll. 1,75 Mill. betragen. Es soll das größte der Welt werden. (»Aerial Age«, Nr. 11, 6. 9. 20.) v. K. **20/04. 32.**

Belgien.

Preise für Betriebsstoffe. Durch staatliche Verordnung ist der Preis für Betriebsstoff für Flugzeuge der belgischen Militärverwaltung und für Militärflugzeuge der alliierten Mächte, soweit diese Einfluglerlaubnis haben, auf Frs. 2 festgesetzt worden. Der Betriebsstoff für Zivilbehörden wird mit Frs. 2,20 pro l berechnet. (»l'Auto«, Paris, 18. 10. 20.) **ND 41.**

Dänemark.

Ein Beobachtungsdienst für Luftfahrzeuge ist vom dänischen Marineministerium auf einer Anzahl von Leuchttürmen und Feuerschiffen eingerichtet worden. Die Beobachtungsstationen berichten telegraphisch die Uhrzeit des Passierens von Luftfahrzeugen, ihren Kurs, etwaige Erkennungsmarken und andere Kennzeichen. Zur Unterstützung des Nachrichtendienstes wird Luftfahrzeugen empfohlen, die Beobachtungspunkte in geringer Höhe zu überfliegen. (»Nachrichten für Seefahrer«, Ausgabe 20.) **20/02. 38.**

Die Verstaatlichung der Luftfahrt ist zurzeit Gegenstand von Verhandlungen zwischen Kriegs- und Verkehrsminister. Man erhofft durch die Einrichtung einer staatlichen Luftfahrt eine vorteilhaftere Ausnutzung der Piloten von Heer und Marine, wenn sie sich unabhängig von ihren militärischen Pflichten in einem zivilen Luftverkehr betätigen können. Der Staat würde auch dadurch einen Teil der Kosten wieder hereinbringen, die ihm durch Studienreisen seiner Piloten nach Frankreich und England erwachsen. (»La Vie Maritime«, 10. 8. 20.) Hu. **20/03. 39.**

England.

Betriebsstoffpreise (Bekanntmachung des Air Ministry, Nr. 100). Bis auf weiteres werden nachstehende Preise auf staatlichen Flugplätzen von Zivilflugführern erhoben:

	pro Gallone sh	d
Benzin	4	7½
Motorspiritus erster Qualität	4	3½
» zweiter »	4	1½
(Für Schottland und Irland jedesmal 1 d mehr.)		
Castor-Schmieröl	10	3
Mineralöl dickflüssig	4	8
» dünnflüssig	4	8
Gereinigtes Castoröl	9	5
Raffiniertes »	9	7

Motorspiritus wird in dringenden Fällen nur gegen Nachweis des Kommandeurs ausgehändigt, daß er lediglich Luftfahrzwecken dient. (»Flight«, Nr. 614, 30. 9. 20.) v. K. **20/03. 19.**

Ein englisches Luftmuseum ist in Form einer aeronautischen Abteilung beim South Kensington Museum eingerichtet worden. Hier ist unter anderem ein Modell der Henson-Flugmaschine (1842/45) ausgestellt, welches dem jetzigen Eindeckertyp überraschend ähnelt. Die Versuche scheiterten damals mangels eines leichten und starken Motors. — Die Motorsammlung des Museums weist Exemplare aus den Anfangsstadien des Motorbaues bis zur Jetztzeit auf. (»The Times«, 8. 10. 20.) v. K. **20/03. 23.**

Luftbildaufnahmen zu Reklamezwecken empfiehlt die »Aircraft Manufacturing Company« allen größeren Verkaufsagenturen und weist darauf hin, daß z. B. bei Verkaufsangeboten von Grundstücken der Interessent auf diese Weise den besten Überblick über das Grundstück erhält (Wald, Wasser, Baulichkeiten usw.). Die Gesellschaft hat bereits viele Tausende solcher Aufnahmen von großen britischen Fabrikanlagen, Gütern und Ortschaften angefertigt. (»The Times«, 27. 9. 20.) v. K. **20/03. 24.**

Moderne Zivilflugzeuge für Kanada beabsichtigt die dortige Regierung an Stelle der bisher in Betrieb befindlichen, unbrauchbar gewordenen Militärflugzeuge, anzuschaffen. Zu diesem Zweck fordert das kanadische Luftamt die britische Industrie auf, Typen herauszubringen, die diejenigen Eigenschaften haben, auf die bei den in Betracht kommenden Apparaten besonders Wert gelegt werden muß. (Besonderes Fahrgestell für Schnellandungen, größte Betriebsstoffaufnahmemöglichkeit usw.). Von jeder zusagenden Art soll ein Apparat als Muster erworben werden. Die neuen Flugzeuge sollen hauptsächlich für Luftbildaufnahmen unerforschter Gegenden und zum Waldstreifdienst Verwendung finden. (»Flight«, Nr. 613, S. 1010 und 1022, v. 23. 9. 20.) v. K. **20/03. 31.**

Pläne für einen Luftverkehr in Birma werden vorbereitet von der Indo-Burmese Transport Company, Limited (die ehemalige Handley Page Aero Company), weiterhin von der Aeroad (Burma) Limited und Burma Express Motor Transport Company, Limited. (»Weltwirtschaftliche Nachrichten«, Nr. 266.) **ND 41.**

Die Entwicklung des englischen Handelsluftverkehrs illustriert eine Veröffentlichung des »Controller General of Civil Aviation«, wonach der Gesamtwert der von Januar-März 1920 auf dem Luftwege zwischen Großbritannien und dem Festlande ein- und ausgeführten Waren ca. **200000 Pfd. Sterl.** gegen **116498 Pfd. Sterl.** im ganzen ersten Jahr betragen hat. (»Commerce Reports«, Washington, Nr. 191, 1920.) v. K. **20/04. 20.**

Der kanadische Luft-Expreß Halifax—Vancouver wird durch das kanadische Luftamt (»Canadian air Board«) in nächster Zeit eingerichtet und ermöglicht eine Verbindung in 50 h. Verwandt werden auf der westlichen Strecke Wasserflugzeuge, auf der östlichen Landflugzeuge. Der Luftdienst übernimmt Passagier-, Eil-, Post- und Güterflüge. Alle 30 km sollen Kontrollstationen mit Landungsplätzen eingerichtet werden. (»Aerial Age«, Nr. 25, S. 833, 30. 8. 20.) v. K. **20/04. 22.**

Frankreich.

Ein neuer Berufsverband »Association Amicale du personnel navigant de la région du Sud-Est« wurde in Grenoble Anfang Oktober gegründet. Zur Aufnahme kommt nur fliegendes Personal (Führer, Beobachter, Maschinengewehrschützen, Bombenabwurfbedienung usw.). (»l'Auto«, Paris, 7. 10. 20.) Hu. **20/03. 06.**

Vorschriften über Führung von Bordbüchern (Tagebuch, Luftfahrzeug-Bordbuch, Motor-Bordbuch), im wesentlichen übereinstimmend mit den Vorschriften der Internationalen Konvention für Luftfahrt, hat der Unterstaatssekretär des Luftamts kürzlich erlassen. Die Bücher müssen stets auf dem laufenden gehalten und vom Besitzer des Luftfahrzeugs nach erfolgtem Abschluß zwei Jahre aufbewahrt werden. Die Lieferung der Bücher hat der »Service de la Navigation Aérienne« übernommen. (»l'Auto«, Paris, 6. 10. 20.) Hu. **20/03. 08.**

Neue Luftverkehrspläne. Nach einer Meldung aus Toulouse beabsichtigt die »Société Aéro-Transports«, die den Luftverkehr auf den Linien Toulouse-Bordeaux und Toulouse-Montpellier betreibt,

a) den Verkehr der Luftlinie Frankreich—Italien über Bordeaux und Marseille weit intensiver zu gestalten,

b) Lissabon über Madrid und Bordeaux mit der Linie Paris—London zu verbinden,

c) Nebenlinien Toulouse—Biarritz, Bordeaux—Biarritz, Marseille Cette—Bordeaux einzurichten und

d) eine Pilotenschule zu eröffnen. (»l'Auto«, Paris, 18. 10. 20.) **ND 41.**

Fusion von Luftverkehrsgesellschaften. Die »Compagnie des Messageries Aériennes«, die den Luftverkehr Paris—London betreibt, wird sich mit der »Compagnie Générale Transaérienne« verschmelzen. (»l'Auto«, Paris, 13. 10. 20.) **ND 41.**

Firmenänderung. An Stelle der großen Gesellschaft »Aéro-Transports du Midi et du Sud-Ouest«, die bereits auf 150000 Flugkilometer ohne Unfall von Piloten oder Fluggästen zurückblicken kann, tritt voraussichtlich wieder unter Leitung des Herrn Ernoul, die »Compagnie Française des Couriers aériens Atlantique-Méditerranée«. (»l'Air«, Paris, Nr. 23, 20. 10. 20.) **ND 41.**

Die Organisation der französischen Zivilluftfahrt macht gute Fortschritte. Neue Landungsplätze werden geschaffen, eine große Zahl von Luftbahnhöfen (aérogares), die untereinander und mit den unterwegs befindlichen Flugzeugen durch drahtlose Telegraphie und Telephonie verbunden sind, ist in Einrichtung begriffen. Durch Funkspruch werden die Flieger über die Wetterlage auf ihrer Flugstrecke unterrichtet. Die Einrichtung dieses Nachrichtennetzes wurde vom »Service de la Navigation Aérienne« der »Société Indépendante de Télégraphie sans fil« übertragen. (»l'Air«, Paris, Nr. 23. 20. 10. 20). Hu. **20/04. 16.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Fallschirme als »Luftrettungsbojen« für Flieger (vgl. auch 1002). Gegenwärtig werden Fallschirme von 35 bis 45 m² Fläche verwendet. Anzustreben sind veränderliche Flächengröße, wie bei dem Schirm von Robert und Perrin, sowie ein nach der Landung leicht und schnell lösbarer Haltegurt. Ein kleiner Schirmdurchmesser (7 bis 8 m) ist für den Absprung aus Flugzeugen vorteilhaft.

Arten der Ingebrauchnahme im Flugzeug:

1. Fallschirm liegt zusammengefaltet in einem Behälter, der am Flugzeug derart befestigt ist, daß er beim Herausreißen und Entfalten mit keinem Teil des Flugzeuges in Berührung kommen kann. So kann auch ein größerer Schirm zur Rettung mehrerer Insassen dienen (Beispiel: erste Ausführung des englischen Calthrop-Schirmes).

2. Am Körper des Insassen angebrachte Fallschirme, die sich unter der Schwerewirkung beim Absprung öffnen, sind häufiger und stets vorzuziehen (Beispiele: Fallschirme von Robert und Ors).

3. Der Insasse wird durch den mechanisch emporgeschleuderten und geöffneten Fallschirm von seinem Sitz abgehoben. Die Art ist nicht sehr zuverlässig, da man von einem mechanischen System abhängig ist. (Anm. des Ber.: im oben angeführten Aufsatz aus dem Aérophile hat sich Frantzen ganz im gegenteiligen Sinne ausgesprochen!) — L. P. Frantzen, l'Air, Bd. 1, 20. September 1920, S. 14/15 (4 Sp., 7 Abb.). W. **20/02. 01.**

Flugzeugbau. Die Verkehrsflugzeuge der Zukunft werden bedeutend sparsamer fliegen.

Die amerikanische Heeresversuchsanstalt zu McCook Field hat eine Umkehrschraube zum Abkürzen des Auslaufes herausgebracht. — W. B. Stout, Automotive Industries, Bd. 42, 29. Juli 1920, S. 201/203 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **20/03. 01.**

Flugzeugbau. Amerikanische Marineflugzeuge. Beide Zweige der Marine, Flotte wie Küstenanlagen, müssen durch Luftfahrzeuge unterstützt werden: Erkundung auf weite Entfernung und in der Nähe der Flotte, Bekämpfung der feindlichen Luftstreitkräfte, Feuerleitung, Angriff auf Schiffe mit Bomben und Torpedos; Küstenüberwachung, Schutz von Geleitzügen in der Nähe der Häfen. Für Expeditionsheere sind Landflugzeuge nötig. Für große Flugweiten sind die Luftschiffe, vor allem die starre Bauart, weitaus überlegen. Wegen ihrer geringen Geschwindigkeit sind sie Stürmen mehr ausgesetzt als Flugzeuge, können aber bei der Seeerkundung aus niedrigen Nebeln Vorteil ziehen. Anschaffung und Unterbringung eines sehr großen Starrschiffes kostet das Zwanzigfache eines NC 4-Flugbootes, aber das Luftschiff leistet wohl auch das Zwanzigfache. Es ist freilich leichter verletzbar, so lange es keine Heliumfüllung gibt, steigt aber in größeren Höhen schneller. Bei Vergrößerung verhält es sich (bekanntlich) günstiger als das Flugzeug, wie sich aus Zusammenstellungen ausgeführter Fahrzeuge erweisen läßt.

Die Schiffskampfflugzeuge haben eine Anlaufflugbahn von etwa 12 m Länge über einem Panzerturm. Sie wassern mit Notschwimmern und aufblasbaren Gassäcken.

Fesselballone haben den Vorteil der unmittelbaren Verbindung mit ihren Schiffen. — Jerome C. Hunsaker, Journal of the Franklin Institute, Bd. 189, Juni 1920, S. 715/736 (22 S., 12 Lichtb. von Flugbooten, Luftschiffen usw., 4 Zahlentaf. mit Bauangaben von Flugzeugen und Luftschiffen). E. **20/03. 02.**

Flugzeugberechnung. Ein vorteilhaftes Verfahren zur Darstellung von Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten wird von einer Reihe englischer Flugtechniker, u. a. auch Handley Page, vorgeschlagen. Auf der Abszisse wird die Wurzel aus dem Verhältnis: größter Auftriebsbeiwert durch den betreffenden Auftriebsbeiwert, aufgetragen, auf der Ordinate die Gleitzahl multipliziert mit der vorhergenannten Wurzel. Man kann dann auf der Abszisse die Geschwindigkeit abhängig von der geringsten Landegeschwindigkeit ablesen und auf der Ordinate die jeweils notwendige Leistung (im Original ist fälschlich die reziproke Gleitzahl angegeben. D. Ber.). — The Aeroplane, Bd. 18, 18. August 1920, S. 376/378 (2 Sp., 1 Abb.). Hn. **20/02. 02.**

Flugzeugberechnung. Die Normalatmosphäre für amtliche Flugprüfungen in Frankreich ist am 15. April 1920 vom Unterstaatssekretär für Luftfahrt und Luftverkehr wie folgt festgelegt: Temperatur am Boden $+15^0$, von da bis 11 km Höhe um $6{,}4^0$ abnehmend, über 11 km $-56{,}5^0$ C. Diese Regelung beruht auf Arbeiten von Toussaint (l'Aéronautique, Oktober 1919). Spätere genauere Untersuchungen haben die Grundlagen bestätigt. Bei der Wahl dieses Mittelzustandes, auf den sämtliche Geschwindigkeiten und Steigzeiten zurückzuführen sind, hat man nicht einfach, wie in England und Italien, durchschnittliche Werte zugrunde gelegt, sondern solche, daß zwar die Berichtigungen im Mittel möglichst gering werden, daß aber zugleich die Berechnung einfach wird. Ein Vergleich mit verschiedenen Messungen ergibt, daß diese Annahme wesentlich genauer ist, als z. B. die der Fédération Aéronautique Internationale nach einer Formel von Soreau (vgl. ZFM S. 121, Flugarchiv 2001, ferner 0409 und 1831, ZFM S. 59 und 150), die Höhenfehler von 1,5 vH ergibt. Die Teilungen der Höhenmesser werden dadurch nicht geändert, obgleich ihnen das oberhalb 4 km stark abweichende Gesetz von Radau zugrunde liegt: in 5 km Höhe beträgt der Fehler 50 m.

Leider hat noch jedes Land seine eigene Normalatmosphäre. Zum mindesten in Westeuropa ließe sich aber eine hinreichend zutreffende Vereinheitlichung vereinbaren. — P. Grimault, l'Aéronautique, Bd. 2, Juli 1920, S. 93/96 (8 Sp., 6 Schaubilder der Temperatur usw. abhängig von der Höhe). E. **20/03. 03.**

Flugzeugberechnung. Der Einfluß von Motoren mit Vorverdichtern auf die Flugleistung. Alles in erster Annäherung. Voraussetzung: gleichbleibender Wirkungsgrad mit Hilfe einer Verstellschraube. Wenn man die Motorleistung gleich der Massendichte der Luft mal einer Konstanten setzt, erhält man nach Umformung eine neue Beziehung für die Gipfelhöhe eines Flugzeuges, dessen Motorleistung entsprechend der Luftdichte abnimmt. Der Anstellwinkel bleibt bis oben hinauf gleich.

Angenommen, daß die Motorleistung bis 6 km Höhe mittels Vorverdichter gleichgehalten wird und dann erst entsprechend der Luftdichte abnimmt, so steigt die Gipfelhöhe eines Durchschnittsflugzeuges auf das Doppelte. Der Anstellwinkel bleibt wieder gleich. Da Auftriebs- und Widerstandsbeiwert durch empirische Funktionen gegeben sind, sucht man Gipfelhöhe und Anstellwinkel am besten zeichnerisch. — G. de Bothézat, Flight, Bd. 12, 2. September 1820, S. 961/962 (3 Sp., 1 Schaub.). Hn. **20/03. 04.**

Flugzeugbeschreibung. 20 PS-Sablatnig-Sporteindecker (vgl. 2916, ZFM S. 230). — Flugsport, Bd. 12, 29. September 1920, S. 449/451 (2½ Sp., 3 Abb.). W. **20/02. 03.**

Flugzeugbeschreibung. Die Wasserlandflugzeuge vom englischen Wettbewerb (vgl. 3706, ZFM S. 291), W. B. IX (vgl. 3701), Saunders-»Kittiwake« (vgl. 3903), Vickers-Viking (vgl. ZFM S. 230, auch ZFM S. 264).

Bei dem Fairey III-Wasserlandflugzeug (vgl. ZFM S. 262) mit 450 PS-Napier-»Lion« ist gegenüber dem Reihenmuster der Führersitz weiter nach hinten in den Mittelteil verlegt. Die Reisenden sitzen hinter dem Führer in einem windgeschützten Abteil nebeneinander. Der Rumpf ist ein rechtwinkliges Fachwerk aus Eschenholz und mit Stoff bespannt. Motor in Aluminiumverkleidung. Kühlung durch rechteckige, abdeckbare Ohrenkühler am Rumpf. Handradsteuerung. Profilverstellung erfolgt von der Quersteuerung getrennt und durch ein Handrad. Flügel in der bekannten Ausführung; sie können auch auf See beigeklappt werden, dann taucht der Schwanzschwimmer jedoch ebenfalls ein. Gewöhnlich schwimmt aber das Flugzeug nur auf den beiden Hauptschwimmern. Die Stirnkabel sind durch Gabelgelenkspanner (nach Art der alten LVG-Gelenkspannschlösser von Schneider. D. Ber.) leicht lösbar. Stiele aus Stahlrohr mit Stromlinienverkleidung. Die beiden Hauptschwimmer haben rechteckigen Querschnitt mit einer Stufe. Die Schwimmer sind gegen den Unterbau mit Gummi abgefedert (zwei Stoßdämpfer an jeder Seite). Das hochziehbare Landfahrgestell wird vom Führersitz aus durch ein Handrad betätigt. Es besteht aus einem zweirädrigen Stahlrohrgestell, das an der vorderen Schwimmgestellquerstrebe hochziehbar befestigt ist. Das Fahrgestell ist einmal abgefedert, so daß beim Anlauf auf dem Lande das Flugzeug auf jeder Seite dreimal abgefedert ist.

Spannweite	14,03 m
Länge	10,48 m
Höhe	3,65 m
Tragfläche	44,90 m²

Saunders-»Kittiwake« (s. o.!). Das Boot hat oben eine horizontale Fläche, auf welcher der Kabinenteil des Rumpfes befestigt ist. Die Seitenteile der eigentlichen Bootshülle sind einwärts geneigt. Der Boden zeigt ausgesprochene V-Form. Die beiden Stufen liegen ungewöhnlich nahe beieinander.

Das Supermarine-Wasserlandflugzeug (Flugboot) mit 360 PS Rolls-Royce-»Eagle« (vgl. ZFM S. 263/64, auch 1121, ZFM S. 116) ist nur eine Vergrößerung der bekannten Supermarine-»Channel«-Bauart. Das Flugzeug ist widerstandsfähig, aber recht schwer gebaut (wie »Flight« entschuldigend schreibt, in aller Eile



hergestellt!). Die Haupthülle des Bootes besitzt Kreisquerschnitt und besteht aus zwei stoffbezogenen Mahagonihäuten. Der hintere Teil der Bootshülle ist durch Stoffumwicklung besonders verstärkt. Das Boot besitzt zwei getrennt aufgebaute Stufen, von denen die vordere annähernd unter dem Schwerpunkt liegt, während die hintere sich etwa in der Mitte zwischen der vorderen und dem Bootsheck befindet. Die Bootsnase ist zugespitzter als bei der »Channel«-Bauart. Der Motor ist etwa in 1/3 der Flügeltiefe unter dem Oberflügel hinter einem ovalen Stirnkühler gelagert und treibt eine Druckschraube an. Die Motorverstrebung besteht aus Stahlrohren. Die Flügel sind nicht beiklappbar. Im Bootsvorderteil liegt ein geschlossenes Abteil für zwei Reisende. Dahinter, in Höhe der Flügelvorderkante, liegt der Führersitz. Für die Schotts des Bootes ist eine Leckwasserpumpe im Führersitz angeordnet. Das Landfahrgestell besteht aus zwei getrennten Hälften (Dreiecksverband), die seitlich um eine an der Tragdeckunterkante in Richtung der Flügelsehne liegende Achse ausgeschwenkt werden können. Der Baustoff ist Stahlrohr. Die Flügelenden tragen, ebenso wie der Fairey III, kleine Stützschwimmer (im deutschen Seeflugzeugbau wird von diesen Stützschwimmern, dank der besseren Durchbildung der Hauptschwimmer, seit langem kein Gebrauch mehr gemacht. D. Ber.) Die Querruder befinden sich nur im Oberflügel und sind entlastet. Das Seitenruder besitzt einen kleinen Ausgleichlappen. Ober- und Unterflügel weisen leichte V-Form auf. Die Tragzelle ist dreistielig.

Spannweite	15,23 m (Oberflügel)
Länge	10,05 m
Höhe	4,26 m
Tragfläche	55 m²

— Flight, Bd. 12, 23. September 1920, S. 1013/1021 (17½ Sp., 13 Abb., 14 Skizzen. W. **20/03. 05.**

Flugzeugbeschreibung. Neuere Spad-Flugzeuge von Blériot. Der Spad S 20 ist unter der Bezeichnung »Spad-Herbemont« als Jagdein- und Jagdzweisitzer gebaut worden. Die Spad-Flugzeuge S 15 (Jagdeinsitzer). S 27 (Verkehrsflugzeug mit Abteil für zwei Reisende), S 29 (Sporteinsitzer) und S 30 (Sporteinsitzer) entsprechen in den wesentlichsten Teilen dem S 20. S 29 und S 30 haben entlastete Seitenruder. — Flugsport, Bd. 12, 29. September 1920, S. 452/455 (4 S., 3 Abb.). W. **20/03. 06.**

Flugzeugbeschreibung. Die Hanriot-Flugzeuge. HD 1 ist ein Jagdeinsitzer von 1915, wurde im belgischen und italienischen Heere verwendet und steht heute noch in Gebrauch. Der einstielige Zweidecker ist der einzige See-Kampfeinsitzer der französischen Marine mit Schwimmern gewesen.

HD 3 (1918) ist ein Jagdzweisitzer und kurz vor dem Kriegsende zur Front gekommen. HD 3 wird ebenfalls als Wasserflugzeug gebaut. Der Oberflügel ist etwa um ein Drittel der Flügeltiefe nach vorn gestaffelt. Sämtliche Ruder sind entlastet und an Flossen angeschlossen. Das Fahrgestell zeigt bei sonst üblicher Ausführung beiderseits drei Streben. Querruder in Ober- und Unterflügel. (HD 3 zeigt, ebenso wie auch HD 1, in seinen Formen ausgesprochene Ähnlichkeit mit den älteren Sopwith-Zweisitzern, bzw. mit den Sopwith »Camel«. D. Ber.) 250 PS-Salmson, Bewaffnung: zwei starre und zwei bewegliche, gekuppelte Maschinengewehre. Steiggeschwindigkeit: 2 km in 7 min 32 s und 5 km in 28 min 43 s; Geschwindigkeit in 3 km Höhe 190 km/h.

HD 7 ist ein Jagdeinsitzer mit 300-PS-Hispano-Suiza. HD 12 ist ein Bordflugzeug für die Marine und erst kürzlich erprobt. HD 6 ein Jagdzweisitzer mit 500-PS-Salmson, wird gegenwärtig in Villacoublay versucht und soll in Bodennähe schätzungsweise bis zu 225 km/h machen.

HD 14 ist ein Schulflugzeug mit auskuppelbarer Doppelsteuerung. Der Rumpfdoppeldecker ist zweistielig mit breit ausladendem vierrädrigem Fahrgestell, das zwischen je zwei Rädern, die auf einer kurzen Achse sitzen, eine lange Kufe aufweist. Das Seitenruder ist entlastet. (Flügelzelle und Fahrgestell erinnern in ihrem Aufbau an die alten M. Farman-Zweidecker. D. Ber.)

Zusammenstellung.

Muster	HD 1	HD 3	HD 6	HD 14
Verwendung . . .	Jagd	Jagd	Jagd	Schul
Zahl der Sitze . .	1	2	2	—
Spannweite . . m	8,70	9	—	10,40
Länge . . . . m	6	6,95	—	8
Tragfläche . . m²	18	25,50	—	34,5
Leergewicht . kg	380	757	—	576
Fluggewicht . kg	—	1184	—	770
Ladung . . . kg	—	125	675	170
Betriebstoffe . kg	—	—	305	84
Geschwindigkeit am Boden . km/h	118	—	(225?)	—
Bemerkungen . .	Einstieler	Einstieler	i. Erprobung	Zweistieler
Motor	Le Rhône 120 PS	Salmson 250 PS	Salmson 500 PS	Le Rhône 80 PS

Die Versuchswerkstätten und die Fabrik von Hanriot befinden sich in Neuilly-sur-Seine, Boulevard de la Saussaye 23. — L'Air, Bd. 1, 20. September 1920, S. 18/19 (4 Sp., 6 Zeichn.). W. **20/03. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Das »longitudinale« Flugzeug von Wisenant besitzt einen längsgestellten Flügel mit Querwölbung über dem Rumpf (vgl. auch 3009, ZFM S. 230). (Die Konstruktionsidee ist keineswegs neu; derartige »longitudinale« Flugzeuge sind bereits in den Jahren 1909/10, beispielsweise von Lévy-Gaillat 1909 und auch bei uns, verschiedentlich erfunden und gebaut worden. Ein Erfolg ist von dieser Bauart nicht zu erwarten. D. Ber.) — Spicer, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 23. August 1920, S. 804/805 (5 Sp., 5 Abb.). W. **20/03. 08.**

Flugzeugbeschreibung. Sporteinsitzer Pionier. Vgl. 2909, ZFM S. 230. — Illustrierte Flugwelt, Bd. 2, 29. September 1920, S. 506/507 (2 S., 1 Abb., 1 Zeichn.). W. **20/03. 09.**

Flugzeugbeschreibung. Die Luftfahrt-Ausstellung zu Olympia. Vgl. 3201, ZFM S. 262. — L'Air, Bd. 1, 20. Juli 1920, S. 13/15 (6 Sp., 1 Lichtb., 1 Zahlentafel); L'Air, 5. Juli 1920 (16 Sp., 7 Lichtb.); Flugsport, Bd. 12, 21. Juli 1920, S. 343/355 (7 S., 7 Abb.); Der Luftweg, Bd. 4, 29. Juli 1920, S. 8/9 (4 Sp., 4 Lichtb., 1 Zahlentaf.) und 26. August 1920, S. 10 (2 Sp., o. Abb.); Aircraft Engineering, Bd. 1, Juli 1920, S. 179/184 (16 Sp., 19 Abb.); The Aeroplane, Bd. 18, 14., 21., 28. Juli, 4. und 11. August 1920, S. 21/56, 90/155, 187/216, 249/265, 292/299, 327/336 (im ganzen 168 Sp., 153 Abb.); auch Engineering, Bd. 110, 16, 23. und 30. Juli 1920, S. 74/79, 106/109 und 137/142 (42 Sp., 31 Lichtb.); Automotive Industries, Bd. 42, 12. August 1920, S. 301/307 (15 Sp., 15 Abb.); L'Aéronautique, Bd. 2, August 1920, S. 97/113 (29 Sp., 32 Abb.). Hn. **20/03. 10.**

Flugzeugbeschreibung. Short »Silver Streak«, ein Metalldoppeldecker für den Frachtverkehr, ist einschließlich Luftschraube und Bespannung vollständig aus Metall (Stahlrohr und Duralumin). Die Bespannung besteht aus Duraluminblech. Alle Hauptlasten werden von Stahlgliedern aufgenommen. Der Rumpf ist bemerkenswert durch das Fehlen von Längsholmen und Zwischenverstrebungen. Seine Verdrehfestigkeit wird durch eine Reihe ausgesparter Duraluminwinkel, die zu einer Kreis- oder Ovalform zusammengesetzt sind, gesichert. Die Aluminiumbespannung legt sich diesen Rippen (Spanten) an und ist mit ihnen vernietet.

Die Luftschraube zeigt eine neuartige Bauweise: hohlgegossenes Aluminium mit Duralumindeckplatte, die an die offene Hinterseite angeschraubt ist. Der Vergleich mit ähnlichen Flugzeugen zeigt, daß die Metallbauart nicht zu schwer wird (das hätte man nach den Leistungen unserer Industrie auch schon früher wissen können! D. Ber.); auch hinsichtlich der Baukosten schneidet das Shortflugzeug gegenüber der üblichen Bauweise nicht ungünstig ab. — The Engineer, 16. Juli 1920 (2 S., 6 Abb.), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 28. September 1920, S. 780. W. **20/03. 11.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue Nieuport-Jagdeinsitzer 29 C-1 mit 300-PS-Hispano-Suiza 8 FB ist ein normal verspannter Zweistieler-Doppeldecker mit gleichgroßen Flügeln, die beide mit nicht entlasteten Querrudern ausgestattet sind. Die beiden Hälften des Oberflügels sind an einem trapezoidalen Gerüst angelenkt. Höhen- und Seitenruder sind entlastet und an Flossen angeschlossen. Die Höhenflosse ist freitragend. (Der Flügelabstand scheint kleiner als die Flügelsehne. D. Ber.) Bei einer Ausführung sind nur im Unterflügel Querruder vorhanden. Der Oberflügel ist 10° nach vorn gestaffelt und besitzt 2°-V-Form. Verspannung durch Profildrähte. Flügel, Stiele und Fahrgestellstreben bestehen aus Spruce, der Stoffbezug der Flügel aus zelloniertem Leinen. Der torpedoförmige Rumpf ist mit Sperrholz bekleidet. Die Kühlung erfolgt durch zwei Lamblin-Kühler (vgl. 1027), die unter dem Rumpf zwischen den Fahrgestellstreben untergebracht sind. Hauptbenzinbehälter (147 l) hinter dem Motor, zwei geschützte Falltanke von zusammen 62 l im Oberflügel. Ölbehälter (22 l) liegt unter dem Motor. Führersitz verstellbar, Heizvorrichtung und Einbau für Bildkammer sind vorgesehen. Bewaffnung: zwei starre Maschinengewehre.

Spannweite	9,80 m
Flügeltiefe	1,50 m
Länge	6,65 m
Höhe	2,56 m
Tragfläche	26,75 m²
Oberflügel	14,00 m²
Unterflügel	12,50 m²
Mittelstück	0,25 m²
2 Querruder je	1,20 m²
Höhenflosse	2,04 m²
Höhenruder	1,70 m²
Kielflosse	0,35 m²
Seitenruder	0,80 m²
Rumpflänge	5,45 m
Größter Durchmesser	0,98 m

Radlast	1022	kg
Spornlast	82	kg
Fluggewicht	1104	kg
Schwerpunktslot, von der Vorderkante des Unterflügels	0,36	m
Flächenbelastung	41,27	kg/m²
Leistungsbelastung	3,67	kg/PS

Leistungen mit Lumière-Schraube von 2,50 m Dmr, Ladung 170 kg, Betriebsstoffe 169 kg, also 339 kg Belastung, 6,5 km Höhe in 25 min.

Rechnungsgipfelhöhe 8,2 km, Versuchsgipfelhöhe 7,7 km.

Der Nieuport-29-»Vitesse«-Rennzweidecker ist aus dem 29 C-1 hervorgegangen. Triebwerk unverändert, Rumpf, Fahrgestell und Leitwerk verkleinert. Die Flügel bedeutend kleiner und einstielig mit normaler Verspannung. Geschwindigkeit: 301 km/h (17. Dezember 1919). Spannweite 6 m, Länge 6,23 m, Höhe 2,40 m, Tragfläche 13 m². — L'Aéronautique, Bd. 2, Juli 1920, S. 61/65 (10 Sp., 3 Abb., 6 Zeichn.). W. **20/03. 12.**

Flugzeugbeschreibung. Das Crawford-Sportflugzeug hat 5,5 m Spannweite, 4,4 m Länge, 395 kg Gewicht, 29,5 kg/m² Flächenbel., 5,9 kg/PS Leistungsbel., einen 50-PS-Gyro-Umlaufmotor und 64/160 km/h Geschwindigkeitsbereich. Steigzeit auf 0,43 km in 1 min. — Aviation, 1. Mai 1920, berichtet von Aircraft Engineering, Bd. 1, Juni 1920, S. 169. Hn. **20/03. 14.**

Flugzeugbeschreibung. Lioré- & Olivier-Zweimotoren-Panzerdoppeldecker. Die Tragzelle zeigt außer der Motorlagerung beiderseits nur ein Stielpaar. Die Verspannung ist nahezu ganz in der gebräuchlichen Art durchgeführt, doch sind die freitragenden Teile des Oberflügels durch je zwei Seile abgefangen. Der Mittelteil des Rumpfes ist zum Schutze von Führer und Begleiter 7 mm stark gepanzert; Gewicht der Panzerung 300 kg. Führer und Begleiter sind räumlich nicht getrennt. Der Oberflügel ist 632 mm nach vorn gestaffelt. Antrieb: zwei 175-PS-Le Rhône, Muster 9 R, mit Doppelzündung (Lavallette-Magnete) und Tampier-Vergasern. Es ist besonderer Wert darauf gelegt, das Flugzeug auch noch mit einem laufenden Motor flug- und steuerfähig zu erhalten. Die Motoren sind in einen nahezu vollkommenen Stromlinienkörper aus Aluminiumblech eingeschlossen; die Luftschraubenachse liegt etwa in ⅓ des Flügelabstandes über dem Unterdeck. Die Motorengondeln sind in einem Fachwerk aus Duraluminrohren gelagert. Die Luftkühlung der eingeschlossenen Motoren stellt eine neuartige Anordnung dar: Die nicht vollständig geschlossene Nabenhaube (mit der Luftschraube umlaufend) läßt mittels kleiner Luftschaufeln an der Kalotte Kühlluft in das Innere der Motorengondeln eintreten, während die Zylinderköpfe dauernd dem Schraubenstrahl ausgesetzt sind. Benzinbehälter: Haupttank (275 l) im Rumpf, zwei Nottanke im Oberflügel. Brandschutz der Behälter nach Lanser. Jeder Motor besitzt eine Brennstoffpumpe. Abstand der Luftschrauben vom Boden 0,55 m.

Der Rumpf ist aus Duraluminröhren zusammengebaut und verspannt. Der Gerüstquerschnitt ist vierkantig und mit einer kreisrunden Verschalung umgeben. Der Rumpf ist für sechsfache Last berechnet, während man sonst gewöhnlich nur Sicherheit für dreifache Last findet. Kielflosse und Höhenflosse sind im Fluge durch selbstsperrende Handräder verstellbar, um noch mit einem Motor fliegen zu können. Leitwerk Duralumin. Höhen- und Seitenruder nicht entlastet, ebenso die an allen Flügeln vorhandenen Querruder. Das zweirädrige Fahrgestell hat 4,2 m Spurweite (was etwa dem Motorenabstand entspricht. D. Ber.) Räder mit Windhaube. Das Flugzeug vermag sich mit einem laufenden Motor und 0,6 t Nutzlast ohne Höhenverlust in der Luft zu halten. (Nach Leistung und Abmessungen entspricht es etwa unsern GI-Flugzeugen. D. Ber.)

Spannweite	14,35	m
Länge	8,30	m
Höhe	3,34	m
Tragfläche	47,25	m²
Fluggewicht	1,9	t
Nutzlast	0,6—0,9	t
Leistungsbelastung	5,40	kg/PS
Flächenbelastung	40	kg/m²
Rechnungsgipfelhöhe	6,0	km
Versuchsgipfelhöhe	5,5	km
Geschwindigkeit am Boden	185	km/h
in 3,0 km	175	km/h

Steigzeit mit voller Nutzlast:
1,0 km in 4 min,
2,0 km in 8 min,
5,0 km in 39 min.

— H. Olivier, L'Aéronautique, Bd. 2, 31. August 1920, S. 114/118 (9½ Sp., 2 Abb., 9 Skizz.). W. **20/03. 15.**

Flugzeugbeschreibung. Caproni-Flugzeuge. Vgl. Motor, März-April 1920, S. 147/160, Flugarchiv 2113. Historisch. — Der Motorwagen, Bd. 23, 20. September 1920, S. 487/499 (26½ Sp., 11 Zahlentafeln, 21 Abb.). W. **20/02. 04.**

Literatur. Das amerikanische Eichamt veröffentlicht in 6 bis 9 Monaten eine Abhandlung über Wärmemessung (Pyrometric Practice). Alle Meßverfahren und -geräte, die in Betracht kommen, sind eingehend behandelt. — Automotive Industries, Bd. 42, 29. Juli 1920, S. 233 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **20/03. 16.**

Literatur. Festigkeitsrechnung und Entwurf von Flugzeugen. (Gemeinverständliche Darstellung der Grundzüge der Statik- und Festigkeitslehre mit durchgeführten Beispielen. Die Veröffentlichung der weiteren Fortsetzungen des Aufsatzes ist von der Regierung der Vereinigten Staaten verboten worden; doch soll der ganze Aufsatz demnächst von der Regierung in Buchform herausgegeben werden. D. Ber.) — Boulton, Aerial Age Weekly, 2. August 1920, 9. August 1920, 16. August 1920, S. 710/712, 742/744, 775/777 (17½ Sp., 25 Skizzen und Schaubilder). W. **20/03. 17.**

Luftschiffbau. »Ballon-Ammen« zum Auffüllen von Fesselballonen an Stelle von Metallbehältern werden auch bei Versuchsanstalten benutzt. Es gibt zwei Bauarten: rund mit 700 und zylindrisch mit 700 bis 2800 m³ Gasinhalt. — Aviation, 1. Juli 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 28. September 1920, S. 781, S 1209. Hn. **20/03. 18.**

Luftschiffbeschreibung. Das Chalais-Meudon-Luftschiff C.M. 5, der unstarren Bauart, während des Krieges seitens der amerikanischen Marine bei der französischen Regierung bestellt und kürzlich nach der Fertigstellung von der Goodyear Tire and Rubber Co. angekauft, soll dem Verkehr zwischen dem Luftschiffhafen Wingfoot bei Akron, Ohio und Detroit dienen. Die Gondel ist 16 m lang und 1,70 m breit und besitzt vorn ein kleines Abteil mit Glasfenstern. Oben befindet sich die Kommandobrücke mit getrenntem Höhen- und Seitensteuer. Der Antrieb erfolgt durch zwei Salmson-Sternmotoren von je 230 PS bei 1450 U/min, die auf seitlichen Auslegern mittschiffs angeordnet sind. Jeder Motor treibt eine Régy-Luftschraube von 2,98 m Dmr unmittelbar an. Die Kühler sind über den zugehörigen Motoren im Schraubenstrahl angeordnet. Hinter jedem Motor sind in einem stromlinienförmigen Behälter 54 l Benzin und 95 l Öl untergebracht, gleichzeitig befinden sich auch dort der Anlasser und eine Astra-Brennstoffpumpe. Die acht Hauptbenzinbehälter mit zusammen 2130 l Benzin liegen innerhalb der Gondel. Die beiden Ballonette werden durch einen im Schraubenstrahl angeordneten Windfänger prall gehalten, bei stehenden Motoren durch einen 12-PS-Ballot-Motor mittels zwei Sirocco-Gebläsen (Gesamtleistung 3,9 m³/s bei 80 mm WS). Bemerkenswert ist, daß bei dem Leitwerk die Ruder nicht an die Flossen angeschlossen sind, sondern als Doppelruder ober- und unterhalb hinter der Höhenflosse und beiderseits hinter den Kielflossen angeordnet sind. Es ist fraglich, ob der Vorteil der Ruderanordnung im ungestörten Luftstrom durch die verwickeltere Bauweise und den Zuwachs an Stirnwiderstand nicht wieder aufgewogen wird.

Gesamter Balloninhalt	8900	m³
Vorderes Ballonett	1730	m³
Hinteres Ballonett	1930	m³
Gesamter Ballonettinhalt	3660	m³
Ganze Länge	80	m
Größter Durchmesser	14	m
Breite des Leitwerkes	14,3	m
Ganze Höhe	22	m
Obere Kielflosse	20,8	m²
Untere Kielflosse	32,6	m²
Doppel-Seitenruder	22,6	m²
Höhenflossen	43,5	m²
4 Höhenruder	17,8	m²
Gesamtgewicht	7,15	t
Nutzlast	2,6	t
Höchstgeschwindigkeit	76	kmh
Durchschnittsgeschwindigkeit	61	kmh
Fahrtweite bei der Durchschnittsgeschwindigkeit	2130	km

— Automotive Industries, Bd. 43, 29. Juli 1920, S. 219 (1½ Sp., 1 Abb.). W. **20/03. 19.**

Luftschraubenbau. Versuche an 51 Luftschraubenmodellen des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, 1917. Der Windkanal war nach Eiffel gebaut. Dmr 1,67 m, Geschwindigkeit 27 m/s. Ein 20-PS-Elektromotor treibt mittels Riemen eine vierflügelige Schraube von 3,30 m Dmr.

Es wurden untersucht: Schrauben mit einer Steigung von 0,5, 0,7 und 0,9 des Durchmessers, mit veränderlicher und gleichbleibender Steigung, Blattbreite in der Mitte der Halbmesser 0,3 und 0,4 der Durchmesser, gerader paralleler und geschwungener Umriß, sowie ebene und gewölbte Unterfläche, Modelldurchmesser 0,91 m. Die Steigung wurde an der Unterseite gemessen. Bei veränderlicher Steigung hatte das Blatt bei 0,33 m Dmr, wie alle Modelle 3° Anstellwinkel und änderte dann nach einem bestimmten Gesetz die Steigung. Die Blattfläche war so gewählt, daß eine Gruppe mit

geringer und eine mit großer Fläche entstand. Die Modelle wurden aus bestem Holz von Hand hergestellt und mittels besonderer Meßgeräte auf Genauigkeit der Arbeit geprüft.

Windgeschwindigkeit, Druck und Temperatur wurden abgelesen. Drehzahl, Zug und Drehmoment wurden auf einer Trommel selbsttätig aufgeschrieben.

Der Fortschrittsgrad wurde durch den Bruch: Windgeschwindigkeit durch Drehzahl mal Außendurchmesser dimensionslos dargestellt, der Zug ebenso durch den Quotienten: Zug durch Luftdichte mal Quadrat des Durchmessers und der Fluggeschwindigkeit, desgleichen das Drehmoment mit Hilfe des Verhältnisses Drehmoment zu Luftdichte, Würfel des Durchmessers und Quadrat der Fluggeschwindigkeit.

Für den praktischen Gebrauch ist die logarithmische Darstellung von Eiffel (also in der Form wie bei F. Bendemann und G. Madelung, TB II, S. 53) benutzt.

Ergebnisse:

Zug und Steigung: Der Zug wächst mit dem Steigungsverhältnis. Bei veränderlicher Steigung ist er wenig geringer als bei gleichbleibender. Zug und Blattfläche: Der Unterschied ist gering. Große Fläche bei niedrigem Fortschrittsgrad ergibt größeren Zug, bei großem Schlupf oder hoher Steigung das Gegenteil. Zug und Blattform: Mit einigen Ausnahmen ist der Zug bei geradem Umriß größer. Zug und Blattquerschnitt: Der Zug ist unter sonst gleichen Verhältnissen bei gewölbtem Querschnitt größer als bei ebenem. Leistung und Steigung: Das aufgenommene Drehmoment wächst mit der Steigung. Ob gleichbleibende oder veränderliche Steigung, macht geringen Unterschied. Bei Steigung gleich 0,9 Dmr sind die Werte praktisch gleich. Bei 0,7 und 0,5 Dmr wird meist mehr Leistung bei veränderlicher Steigung aufgenommen. Leistung und Blattfläche: Große Blätter nehmen bei gleicher Steigung kleineres Drehmoment auf. Bei niedrigem Fortschrittsgrad und hohem Schlupf das Gegenteil. Ausnahmen kommen vor. Leistung und Blattform: Geschwungener Umriß ist im allgemeinen günstiger. Leistung und Blattquerschnitt: Gewölbter Querschnitt zeigt 11 bis 35 vH größeren Kraftbedarf. Wirkungsgrad und Steigung: Bei gleichem Fortschrittsgrad zeigt große Steigung besseren Wirkungsgrad, bei sehr kleinen Werten das Gegenteil. Gleichbleibende Steigung ist der veränderlichen in jeder Beziehung überlegen. Wirkungsgrad und Blattfläche: Mit geringer Ausnahme bei großer Wölbung hat kleine Fläche große Vorteile. Wirkungsgrad und Blattform: Geschwungener Umriß zeigt im allgemeinen besseren Wirkungsgrad. Wirkungsgrad und Blattquerschnitt: Ebener Querschnitt ist bedeutend besser als gewölbter. — W. F. Durand, 14. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, veröffentlicht im 3. Jahrbuch 1917, S. 87 bis 138 (51 S., 37 Schaubilder und 31 Abb.). Hn. **20/02. 05.**

Luftschraubenbau. Versuche an Luftschrauben zur Erweiterung der oben (20/02. 05) besprochenen. Nur die Modelle sind neu. Sie enthalten sechs neue Blattumrisse. Bei jedem ist eine Kante gerade und die andere geschwungen. Bei gleichem Umriß ist je eine Schraube mit gerader Vorder- und geschwungener Hinterkante sowie umgekehrt vorhanden, also eigentlich nur drei verschiedene Umrisse. Ferner wurden ein neues Profil und eine neue Steigung = 1,1 Dmr geprüft.

Der Versuch begann bei der Geschwindigkeit Null und endete mit dem Schub Null bei hoher Geschwindigkeit. Bei dieser Gelegenheit wurden alle Modelle von 1917 (vgl. 20/02. 05) noch einmal geprüft; es ergaben sich Fehler, die bei dem größten Wirkungsgrad 1 bis 3 vH betrugen.

Ergebnisse:

Zug und Steigung: Der Zug wächst bei gleichem Fortschrittsgrad mit der Steigung. Zug und Blattfläche: Große Fläche hat weniger Zug bei geringem Schlupf und größeren Zug bei höherem Schlupf. Zug und Blattform: Die geringen Unterschiede entstehen dadurch, daß die Luftschrauben sich im Lauf verschieden verdrehen. Leistung und Steigung: Größere Steigung ist vorteilhafter. Leistung und Blattfläche: Große Fläche nimmt bei geringer Steigung weniger Leistung auf, bei großer Steigung umgekehrt. Bei einem Fortschrittsgrad wenig unter dem des besten Wirkungsgrades sind die Verhältnisse gleich. Wirkungsgrad und Steigung: Größere Steigung ist sehr im Vorteil. Wirkungsgrad und Blattfläche: Kleine Blätter haben besseren Wirkungsgrad. Wirkungsgrad und Umriß: Der Einfluß des Blattumrisses beträgt nur in einem Falle 1 vH. Wirkungsgrad und Profil: Ein ganz wenig gekrümmtes Profil ergab die besten Werte. Ebene Unterfläche ist nur wenig schlechter als hohle.

Zwei gegenläufige Schrauben hintereinander, Abstand 1 bis 6 Dmr:

1. Der Zug einer Schraube nimmt ab, wenn der der anderen wächst. 2. Das aufgenommene Drehmoment der vorderen Schraube nimmt ab, wenn die hintere anzieht. 3. Bei großem Fortschrittsgrad nimmt das Drehmoment der hinteren Schraube ab, wenn die vordere zieht, während für kleineren Fortschrittsgrad das Drehmoment der hinteren Schraube wächst, wenn die vordere zieht. 4. Der Wirkungsgrad einer Luftschraube fällt, wenn die andere arbeitet. 5. Für gleichen Zug und gleiche Leistungsaufnahme muß die Steigung gleich sein. 6. Der Wirkungsgrad von zwei ähnlichen Schrauben gegenläufig hintereinander ist annähernd der gleiche wie bei einer allein.

Schraube mit veränderlicher Steigung: Das Modell hat konstante Steigung von 0,7 des Durchmessers. Mit Hilfe einer besonderen Vorrichtung wurde die mittlere Steigung auf 0,54, 0,70, 0,86, 1,04, 1,22, 1,43, 1,65 und 1,88 verstellt. Die aufgenommene Leistung wächst bei gleichem Fortschrittsgrad mit zunehmender Steigung.

Versuche zur Bestimmung der Bremswirkung bei 80 km/h Windgeschwindigkeit: Große Blattfläche und kleine Steigung zeigen größere Bremswirkung als umgekehrt.

Standversuche an den 51 früheren und 16 neuen Schrauben: Der Bruch Zug durch Leistung wird größer, wenn das Produkt Durchmesser mal Drehzahl fällt, wenn die Steigung kleiner wird bei kleiner Drehzahl, wenn die Blattfläche größer wird und wenn die Druckseite eben ist. — W. F. Durand und E. P. Lesley, 30. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, veröffentlicht im 4. Jahrbuch 1918, S. 261/321 (60 S., 42 Schaubilder und 13 Abb.). Vgl. 2129—2132, ZFM S. 166. Hn. **20/02. 06.**

Luftschraubenbau. Versuche an 28 Luftschraubenmodellen im Anschluß an die oben (20/02. 07) besprochenen. In der Versuchsanstalt der Stanford Universität zu California wurde geprüft: Steigung gleich 1,3 Dmr, konvexe Unterfläche, Einfluß der Änderung der Lage der größten Dicke und eine Serie mit gleichem Einstellwinkel, also nach außen zunehmender Steigung.

Ergebnisse:

Zug und Profil: Unten konvexes Profil ergibt geringeren Zug. Zug und Lage der größten Dicke: Die günstigste Lage der größten Wölbung ist $1/3$ der Blattiefe von vorn. Zug und nach außen zunehmende Steigung: Der Zug nimmt mit wachsender mittlerer Steigung zu. Leistung und Steigung: Wie zu erwarten, nimmt die größere Steigung mehr Leistung auf. Leistung und Lage der größten Dicke: Der Ort der größten Wölbung bei $1/3$ Flügeltiefe von vorne ist am besten. Leistung und wachsende Steigung: Die Leistungsaufnahme verhält sich umgekehrt proportional zum Einstellwinkel. Wirkungsgrad und Profil: Bei bauchiger Druckseite ist der Wirkungsgrad derselbe wie bei gerader, der Zug aber kleiner. Wirkungsgrad und Lage der größten Dicke: Der Wirkungsgrad ist am besten, wenn die größte Wölbung bei $1/3$ Flügeltiefe von vorne liegt. Wirkungsgrad und nach außen zunehmende Steigung: In dem in Frage kommenden Bereich ist der Wirkungsgrad ein klein wenig besser, der Höchstwert aber gleich. — W. F. Durand und E. P. Lesley, 64. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, Sonderdruck vom 5. Jahrbuch 1919, S. 1/35 (35 S., 24 Schaubilder, 9 Abb.). Hn. **20/02. 07.**

Materialkunde. Vergütbare Aluminiumlegierungen. — Nach einem Vortrag von W. Fränkel, Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 64, 2. Oktober 1920, S. 809 (1 Sp., 0. Abb.). E. **20/03. 20.**

Materialkunde. Die Brennbarkeit von Ballonstoffen wird durch Auftragen eines Aluminiumanstrichs mit dem Schoopschen Metallspritzverfahren stark herabgesetzt. Der Stoff wird dabei 100 g/m² schwerer und durch Funken nicht mehr angesengt. — 178. Bericht des englischen Luftfahrbeirats, Aviation, 1. Juli 1920, berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 28. September 1920, S. 780, S 1207. Hn. **20/03. 21.**

Meßgeräte. Flugzeugkontrolluhr mit zwei Uhrwerken nebeneinander nach DRP 324284, die nicht nur die Betriebszeit, sondern auch die Pausen aufzeichnet. Antrieb elektrisch oder durch Federkraft. Einfacher ist die Bauart mit nur einer Uhr, die zwei abwechselnd gekuppelte Zeiger von verschiedener Farbe besitzt. — Industrie- und Handelszeitung, 3. Oktober 1920, Ausschnitt (½ Sp., 0. Abb.). W. **20/03. 23.**

Meßgeräte. Eine Druckscheibe ohne Wirbel auf der Hinterseite, die die Messung stören könnten, indem der Beiwert der Widerstandsformel sich bis zu 100 vH ändert, trägt am Umfang hinten einen sehr leichten zylindrischen Ansatz, in den von hinten ein rückwärts erweiterter kegelförmiger Ansatz des Führungsrohrs für die Haltestange hineinragt (beispielsweise Ausführung). Die Störung durch verdichtete Luft, die zwischen Zylinder und Kegel eindringt, ist gering (auf welchen Betrag sich aber der Widerstandswert vermindert, wird nicht angegeben. D. Ber.). Die Einrichtung hat vor allem für andere Anwendungen Bedeutung. — G. M. Stanoiévitch, L'Aérophile, Bd. 28, 1/15. August 1920, S. 239 (2 Sp., 2 Skizzen der ursprünglichen und der verbesserten Vorrichtung). E. **20/03. 24.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Jahrgang 31. Dezember 1920 Heft 23 u. 24

Die Vorausberechnung der Zylinderabmessungen der Flugmotoren.

Von Otto Schwager.

Die bislang gebräuchlichen Berechnungsweisen der Zylinderabmessungen beruhen auf Annahme eines bestimmten mittleren Arbeitsdruckes, dessen mehr oder weniger genaue Schätzung von den mit früheren Ausführungen gemachten Erfahrungen abhängt. Infolgedessen haftet diesen Berechnungsweisen eine gewisse Unsicherheit an. Gerade im Flugmotorenbau kommt es aber darauf an, die erforderlichen Abmessungen so genau als nur möglich zu finden, um das für eine bestimmte Leistung erforderliche Gewicht nicht zu groß werden zu lassen.

Es soll daher nachstehend eine Berechnungsweise entwickelt werden, die sich auf den Luftbedarf des Brennstoffes stützt.

I. Der Luftbedarf.

Als Brennstoff ist mit Benzin von einem unteren Heizwert $h_u = 10000$ bis 10500, im Mittel 10250 WE/kg zu rechnen.

Die Zusammensetzung von Benzin ist nicht einheitlich. Als mittlere Zusammensetzung (in Gewichtsteilen) kann angenommen werden

$$85{,}5 \text{ vH } C + 14{,}5 \text{ vH } H.$$

Zur Verbrennung von 1 kg Benzin sind somit

$$0{,}855 \cdot \frac{8}{3} O + 0{,}145 \cdot 8 O = 3{,}44 \text{ kg } O,$$

entsprechend bei einer mittleren Zusammensetzung der Luft von 23,6 vH O und 76,4 vH N

$$\frac{3{,}44}{0{,}236} \sim 14{,}6 \text{ kg Luft.}$$

Legt man dem Normalzustand der Atmosphäre $+15^0$ C und 760 mm QS entsprechend eine Luftdichte von $\sim 1{,}2$ kg/m³ zugrunde, so werden zur Verbrennung von 1 kg Benzin theoretisch rd. $\frac{14{,}6}{1{,}2} \sim 12{,}2$ m³ Luft benötigt.

Zur vollständigen Verbrennung ist jedoch ein gewisser Luftüberschuß erforderlich, der bei Flugmotoren für wirtschaftlichen Verbrauch mit 10 vH angesetzt werden kann. Der wirkliche Luftverbrauch zur Verbrennung von 1 kg Benzin in einem neuzeitlichen Flugmotor beträgt somit

$$(1 + 0{,}1) \cdot 12{,}2 = 13{,}4 \text{ m}^3.$$

Der Rauminhalt von 1 kg Benzindampf kann angenähert mit etwa 0,27 m³ angesetzt werden. Es ergibt sich also für ein Gemisch mit 1 kg Benzingehalt von im Mittel 10250 WE ein Rauminhalt von

$$13{,}4 + 0{,}27 = 13{,}67 \text{ m}^3$$

und somit der Heizwert von 1 m³ Brenngemisch bei 15^0 und 760 mm QS zu

$$H_0 = \frac{10250}{13{,}67} \sim \underline{750} \text{ WE/m}^3.$$

Dieser Gemischheizwert oder auch »relative Kubikmeterwärme« genannt, kann mit Vorteil zur Vorausberechnung der für eine bestimmte Motorleistung erforderlichen Zylinderabmessungen benutzt werden.

Bei einem anderen Zustand der Luft als $+15^0$ C und 760 mm QS ändert sich der Gemischheizwert im Verhältnis der Luftdichten, und es ist die »absolute Kubikmeterwärme« zu setzen

$$H = H_0 \cdot \mu,$$

worin $\mu = \frac{273 + 15}{273 + t} \cdot \frac{b}{760}$ ist, also die relative Luftdichte bedeutet.

II. Die Vorausberechnung der Zylinderabmessungen und des Brennstoffverbrauchs.

Es bezeichne:

- N_e die verlangte Bremsleistung des Motors in PS,
- μ die relative Luftdichte, bei der die Bremsleistung N_e verlangt wird,
- n die Drehzahl des Motors in der min,
- η_m den mechanischen Wirkungsgrad,
- η_t den thermischen Wirkungsgrad,
- η_g den Gütegrad des Kreisprozesses (Völligkeitsgrad des Diagramms),
- Q den stündlichen Wärmeverbrauch des Motors in WE/h,
- q den Wärmeverbrauch je PSh in WE/PSh,
- $(V_h)_{\text{theoret}}$ die theoretisch stündlich anzusaugende Gemischmenge in m³/h,
- η_l den Lieferungsgrad des als Luftpumpe arbeitenden Motors,
- $(V_h)_{\text{eff}} = \frac{(V_h)_{\text{theoret}}}{\eta_l}$ den tatsächlich erforderlichen stündlichen Saughubraum in m³/h,
- v_h den Gesamthubraum des Motors in l,
- η_w den wirtschaftlichen Wirkungsgrad,
- b den Brennstoffverbrauch je PSh in g/PSh.

Der stündliche Wärmeverbrauch des Motors berechnet sich zu

$$Q = \frac{N_e \cdot 632}{\eta_m \cdot \eta_t \cdot \eta_g} \text{ WE/h.}$$

Da 1 m³ Gemisch bei der relativen Luftdichte μ einen Wärmeinhalt von $H = H_0 \mu$ hat, so ergibt sich die theoretisch stündlich anzusaugende Gemischmenge zu

$$(V_h)_{\text{theoret}} = \frac{Q}{H_0 \cdot \mu} = \frac{N_e \cdot 632}{\eta_m \cdot \eta_t \cdot \eta_g} \cdot \frac{1}{H_0 \cdot \mu} \text{ m}^3\text{/h}$$

und der tatsächlich erforderliche stündliche Saughubraum zu

$$(V_h)_{\text{eff}} = \frac{N_e \cdot 632}{\eta_m \cdot \eta_t \cdot \eta_g} \cdot \frac{1}{H_0 \cdot \eta_l} \cdot \frac{1}{\mu} \text{ m}^3\text{/h.}$$

Für einen Viertaktmotor folgt hieraus der auszuführende Gesamthubraum in l

$$v_h = \frac{N_e \cdot 632}{\eta_m \cdot \eta_t \cdot \eta_g} \cdot \frac{1}{H_0 \cdot \eta_l} \cdot \frac{1}{\mu} \cdot \frac{1000 \cdot 4}{60 \cdot n \cdot 2} \text{ l.}$$

$$\boxed{v_h = \frac{21\,100 \cdot N_e}{\eta_m \cdot \eta_t \cdot \eta_g \cdot n} \cdot \frac{1}{H_0 \cdot \eta_l} \cdot \frac{1}{\mu} \text{ l.}}$$

Diese allgemeine Grundgleichung für den Gesamthubraum des Motors ist für jede Art Motor anwendbar, sei es nun ein Motor gewöhnlicher Bauart mit abnehmender Leistung von Meereshöhe ab oder ein Höhenmotor, überverdichtend oder überbemessen. Für letzteren ist μ entsprechend der Höhe einzusetzen, bis zu der gleichbleibende Leistung verlangt wird. Bei gewöhnlichen Motoren (Normalmotoren) ist $\mu = 1$ zu setzen.

Die in die Gleichung einzusetzenden Wirkungsgrade hängen von der betreffenden Motorengattung ab, ob luft- oder wassergekühlter Standmotor oder ob Umlaufmotor, gewöhnlicher oder Gegenumlaufmotor, ferner von der Bauart der Zylinder, ob Ventile im Zylinderboden oder in seitlichen Kammern.

Für die wichtigsten als Flugmotoren in Betracht kommenden Bauarten seien die verschiedenen Werte der Wirkungsgrade nachstehend zusammengestellt.

a) Wassergekühlter Standmotor (hängende Ventile im Zylinderboden).

$\eta_m = 0{,}85 \div 0{,}9$, sicherheitshalber empfiehlt sich mit 0,85 zu rechnen.

$\eta_g = 0{,}8 \div 0{,}85$, im Mittel 0,825.

η_l = 0,85 (bei Gasgeschwindigkeiten bis zu 100 m/s, bezogen auf höchste Kolbengeschwindigkeit mit Sicherheit stets zu erreichen).

η_t richtet sich nach dem Verdichtungsgrad, und es ist

$$\eta_t = 1 - \varepsilon^{1-\varkappa},$$

worin $\varkappa = 1,35$ gesetzt werden kann.

b) Luftgekühlte Standmotoren.

Wegen der heißeren Gleitflächen, insbesondere der Kolbengleitflächen ist zu setzen

$$\eta_m = 0,82.$$

Der Gütegrad ist nicht wesentlich schlechter als bei wassergekühlten Motoren, nur für Motoren mit seitlichen Ventilkammern ist er wegen der größeren abkühlenden Oberfläche des Verbrennungsraumes schlechter. Es kann gesetzt werden

$\eta_g = 0,77$ für Motoren mit seitlichen Ventilkammern und
$\eta_g = 0,8 \div 0,82$ für Motoren mit Ventilen im Zylinderboden.

Der Lieferungsgrad ist bei den gleichen Gasgeschwindigkeiten wie bei wassergekühlten Motoren je nach Güte der Kühlung abhängend von der gleichmäßigen Bespülung der wärmeabführenden Flächen, Vermeidung überhitzter Stellen im Verbrennungsraum usw.

$\eta_l = 0,77 \div 0,8$ zu setzen. Nur unter besonders günstigen Bedingungen bei Gasgeschwindigkeiten unter 70 m/s ist $\eta_l = 0,85$ wie bei wassergekühlten Motoren zu erreichen. Hierbei sind in allen Fällen gesteuerte Einlaßventile Bedingung.

c) Umlaufmotoren.

Hier kann mit folgenden Werten gerechnet werden:

$\eta_m = 0,82,$
$\eta_l = 0,77 - 0,8,$
$\eta_g = 0,65 \div 0,7,$ im Mittel $\eta_g = 0,68.$

Der Gütegrad ist deswegen wesentlich schlechter als bei Standmotoren, weil man bei Umlaufmotoren mit Brennstoffüberschuß arbeitet, um eine Verbrennung des reichlich in den Verbrennungsraum eindringenden Schmieröles zu vermeiden und den Motor kalt zu halten. Für den Gemischheizwert ist bei diesen Motoren daher auch ein höherer Wert, und zwar $H_0 = 800 \div 900$ im Mittel 850 WE/m³ einzusetzen.

Ferner ist bei Umlaufmotoren zu berücksichtigen, daß durch den Ventilationswiderstand eine gewisse Leistung verzehrt wird, die bei gewöhnlichen Umlaufmotoren mit Drehzahlen bis 1250 U/min mit $8 \div 12$ vH und bei Gegenlaufmotoren mit einer Zylindersterndrehzahl von 900 U/min mit etwa 4 bis 6 vH einzusetzen ist.

Es ist daher noch ein weiterer Wirkungsgrad, der Ventilationswirkungsgrad η_v genannt sein mag, sinngemäß in die allgemeine Grundgleichung einzusetzen. Im Mittel kann nach vorstehendem angenommen werden:

$\eta_v = 0,88 - 0,9$ für gewöhnliche und
$\eta_v = 0,95 - 0,96$ für Gegenlauf-Umlaufmotoren.

Aus den Wirkungsgraden berechnet sich der voraussichtliche Brennstoffverbrauch je PSh wie folgt.

Es ist der wirtschaftliche Wirkungsgrad

$$\eta_w = \eta_m \cdot \eta_t \cdot \eta_g \text{ bzw. } = \eta_m \, \eta_t \, \eta_g \cdot \eta_v$$

und der Wärmeverbrauch je PSh

$$q = \frac{632}{\eta_w} \text{ WE/PSh.}$$

Hieraus ergibt sich der Brennstoffverbrauch

$$b = \frac{q \cdot 1000}{h_u} \text{ g/PSh.}$$

III. Berechnungsbeispiel.

Nachstehend sei an einigen Beispielen die Brauchbarkeit der oben angegebenen Berechnungsweise und die Richtigkeit der angegebenen Werte für die Wirkungsgrade dargetan.

a) Wassergekühlter Standmotor (Normalmotor).

$N_e = 180$ PS, $\mu = 1,$
$n = 1400$ U/min,
$\varepsilon = 4,65,$ entsprechend $\eta_t = 0,416,$

$$v_h = \frac{21100 \cdot 180}{0,85 \cdot 0,416 \cdot 0,825 \cdot 1400} \cdot \frac{1}{750 \cdot 0,85} \cdot \frac{1}{1} \sim \underline{14,6} \text{ l}$$

$$\eta_w = 0,85 \cdot 0,416 \cdot 0,825 = 0,292$$

$$q = \frac{632}{0,292} = 2160 \text{ WE/PSh}$$

$$b = \frac{2160 \cdot 1000}{10250} \sim \underline{210} \text{ g/PSh.}$$

Dieses entspricht sehr genau dem 160 PS-Daimler-Mercedes D IIIa, der bei $d = 140$ mm, $s = 160$ mm, $i = 6$, also $v_h = 14,7$ l, $\varepsilon = 4,65$ und $n = 1400$ etwa 180 PS leistet und durchschnittlich $200 \div 220$ g/PSh Benzin gebraucht.

b) Wassergekühlter Standmotor (Höhenmotor).

$N_e = 185$ PS, gleichbleibend bis $\mu = 7,$
$n = 1400$ U/min,
$\varepsilon = 6,3,$ entsprechend $\eta_t = 0,47,$

$$v_h = \frac{21100 \cdot 185}{0,85 \cdot 0,47 \cdot 0,825 \cdot 1400} \cdot \frac{1}{750 \cdot 0,85} \cdot \frac{1}{0,7} \sim \underline{19} \text{ l}$$

$$\eta_w = 0,85 \cdot 0,47 \cdot 0,825 = 0,33$$

$$q = \frac{632}{0,33} = 1920 \text{ WE/PSh}$$

$$b = \frac{1920 \cdot 1000}{10250} = \underline{187} \text{ g/PSh.}$$

Hier ist die Übereinstimmung mit dem 185 PS-BMW IIIa-Motor ausgezeichnet, der bei $d = 150$ mm, $s = 180$ mm, $i = 6$, also $v_h = 19,1$ l, $n = 1400$ U/min, $\varepsilon = 6,3$ bei $\mu = 0,7$ noch 185 PS leistet, bei einem Verbrauch von $185 \div 190$ g/PSh.

c) Luftgekühlter Standmotor (Normalmotor, Ventile seitlich).

$N_e = 74$ PS, $\mu = 1,$
$n = 1620$ U/min,
$\varepsilon = 4,$ entsprechend $\eta_t = 0,384,$

$$v_h = \frac{21100 \cdot 74}{0,82 \cdot 0,384 \cdot 0,77 \cdot 1620} \cdot \frac{1}{750 \cdot 0,77} \cdot \frac{1}{1} \sim \underline{6,9} \text{ l}$$

$$\eta_w = 0,82 \cdot 0,384 \cdot 0,77 = 0,242$$

$$q = \frac{632}{0,242} = 2610 \text{ WE/PSh}$$

$$b = \frac{2610 \cdot 1000}{10250} = \underline{254} \text{ g/PSh.}$$

Auch hier ist wieder gute Übereinstimmung mit einem gleichwertigen ausgeführten Motor, und zwar mit dem 70 PS-Renault-Motor, der bei $d = 95$ mm, $s = 120$ mm, $i = 8$, also $v_h = 6,8$ l, $n = 1620$ U/min, $\varepsilon = 4$ etwa 74 PS leistet und einen Brennstoffverbrauch von 260 g/PSh hat.

d) Luftgekühlter Standmotor (Moderne Sternformbauart, hängende Ventile im Zylinderkopf).

$N_e = 345$ PS, $\mu = 1,$
$n = 1650$ U/min,
$\varepsilon = 5,$ entsprechend $\eta_t = 0,43,$

$$v_h = \frac{21100 \cdot 345}{0,82 \cdot 0,43 \cdot 0,82 \cdot 1650} \cdot \frac{1}{750 \cdot 0,85} \cdot \frac{1}{1} \sim \underline{24} \text{ l}$$

$$\eta_w = 0,82 \cdot 0,43 \cdot 0,82 = 0,289$$

$$q = \frac{632}{0,289} = 2190 \text{ WE/PSh}$$

$$b = \frac{2190 \cdot 1000}{10250} = \underline{214} \text{ g/PSh.}$$

Diese Werte entsprechen mit guter Übereinstimmung dem englischen A.B.C.-Dragonfly-Motor, der bei $d = 5\frac{1}{2}$ in. $= 139,7$ mm, $s = 6\frac{1}{2}$ in. $= 165,1$ mm, $i = 9$, also $v_h = 22,8$ l, $n = 1650$ U/min eine Leistung von $N_e = 340$ BHP ~ 345 PS bei einem Verbrauch von 0,56 pints/BHP ~ 220 g/PSh hat.

e) Umlaufmotor (Normalbauart).

$N_e = 120$ PS, $\mu = 1,$
$n = 1200$ U/min,
$\varepsilon = 5,$ entsprechend $\eta_t = 0,43.$

Unter Zugrundelegung von

$$\eta_m = 0{,}82,\ \eta_g = 0{,}68,\ \eta_t = 0{,}77,\ \eta_v = 0{,}88 \text{ und } H_0 = 850 \text{ WE/m}^3$$

ergibt sich

$$v_h = \frac{21100 \cdot 120}{0{,}82 \cdot 0{,}43 \cdot 0{,}68 \cdot 1200} \cdot \frac{1}{850 \cdot 0{,}77} \cdot \frac{1}{1} \cdot \frac{1}{0{,}88} \sim \underline{15{,}3}\ \text{l}$$

$$\eta_w = 0{,}82 \cdot 0{,}43 \cdot 0{,}68 \cdot 0{,}88 = 0{,}21$$

$$q = \frac{632}{0{,}21} = 3010 \text{ WE/PSh}$$

$$b = \frac{3010 \cdot 1000}{10250} = \underline{294} \text{ g/PSh.}$$

Diese Werte entsprechen etwa denen des 110 PS-le-Rhone-Motors, Nachbau Oberursel, der bei $d = 112$ mm, $s = 170$ mm, $i = 9$, also $v_h = 15{,}1$ l, $n = 1200$ U/min, $\varepsilon = 5$ eine Nettoleistung von 120 PS bei einem Verbrauch von 305 g/PSh hergibt.

f) Umlaufmotor (Gegenlaufbauart, Höhenmotor).

$N_e = 160$ PS, gleichbleibend bis $\mu = 0{,}7$,
$n = 900 + 900$ U/min $= 1800$ U/min,
$\varepsilon = 5$, entsprechend $\eta_t = 0{,}43$,

$$v_h = \frac{21100 \cdot 160}{0{,}82 \cdot 0{,}43 \cdot 0{,}68 \cdot 1800} \cdot \frac{1}{850 \cdot 0{,}77} \cdot \frac{1}{0{,}7} \cdot \frac{1}{0{,}95} \sim \underline{18{,}1}\ \text{l}$$

$$\eta_w = 0{,}82 \cdot 0{,}43 \cdot 0{,}68 \cdot 0{,}95 = 0{,}228$$

$$q = \frac{632}{0{,}228} = 2770 \text{ WE/PSh}$$

$$b = \frac{2770 \cdot 1000}{10250} = \underline{270} \text{ g/PSh.}$$

Also auch hier ist eine gute Übereinstimmung mit einer gleichwertigen Ausführung festzustellen, und zwar mit dem 160 PS-Siemens-Motor Sh III, der bei $d = 124$ mm, $s = 140$ mm, $i = 11$, also $v_h = 18{,}6$ l, $\varepsilon = 5$ und $n = 900 + 900$ U/min, $N_e = 160$ PS bis etwa 3500 m Höhe leistet und dabei etwa 274 g/PSh Benzin verbraucht (gemäß Adlershofer Leistungsaufnahme des Sh III-Motors Nr. 9807 am 2. 7. 18).

Die Beispiele zeigen sämtlich eine außerordentlich befriedigende Übereinstimmung mit den praktischen Ergebnissen. Die Abweichungen halten sich überall unter 5 vH, einem Wert, den man als Toleranz unbedingt zubilligen muß.

Zusammenfassung.

Es wird eine einfache Grundgleichung zur Vorausberechnung der Zylinderabmessungen auf Grund des Luftbedarfs des Brennstoffes unter Einführung der verschiedenen Wirkungsgrade entwickelt. Für die verschiedenen Motorgattungen werden die in Frage kommenden Werte der Wirkungsgrade angegeben und mit diesen der erforderliche Hubraum für je einen Motor der verschiedenen Gattungen berechnet, wobei sich sehr gute Übereinstimmung mit ausgeführten Motoren ergibt. Die gleiche gute Übereinstimmung wird zwischen den berechneten und beim Versuch gefundenen Brennstoffverbrauchsziffern festgestellt.

Arbeitsleistung vermittelst geringer Druckunterschiede.

Von Friedrich Budig.

In der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt Nr. 11 des Jahrganges 1920 wurde der 28. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt in Adlershof veröffentlicht, auf welchen an dieser Stelle näher eingegangen werden soll. Unter dem Titel »Über die Verwendung von Düsen zur Arbeitsleistung« zeigte der Berichterstatter wie weit in Düsen sich bildende Druckunterschiede zur Arbeitsleistung nutzbar gemacht werden können. An Hand zahlreicher Versuchsergebnisse wurde nachgewiesen, daß der Wirkungsgrad solcher Anlagen über die Wertziffer 0,0013 hinaus nicht wesentlich verbessert werden kann.

Leider fehlen in dem Bericht bestimmte Angaben über die Ausmaße der untersuchten Apparate, weshalb der Leser nicht darüber entscheiden kann, ob bei den Versuchen wirklich alle Vorkehrungen getroffen worden sind, welche die Grenze der möglichen Arbeitsleistung deutlich hervortreten lassen.

In der Veröffentlichung sind als Ort der Arbeitsleistung die Löcher oder der Langspalt angegeben, ohne daß irgendwie erwähnt wäre, in welchem Verhältnis die Abmessungen des Spaltes zu den Abmessungen des übrigen Teiles der Anlage stehen. Dieses Verhältnis ist von besonderer Wichtigkeit, denn es wird von derartigen Einrichtungen nicht nur verlangt, eine Druckdifferenz an der Arbeitsstelle zu bilden, sondern auch pro s eine große Menge Luft aus dem Nebenschluß zu fördern, denn es ist selbstverständlich, daß das Wasser in der Saugflasche nicht schneller steigen kann, als ein gleiches Quantum Luft derselben entzogen wird.

Um in der Saugflasche eine Luftverdünnung herzustellen, welche —40 mm WS beträgt, brauchen nicht mehr als rd. $^4/_{1000}$ ihres Luftinhaltes entfernt zu werden, ein Quantum, welches zum merklichen Heben des Wasserspiegels überhaupt nicht beitragen kann. Diese Betrachtung beweist, daß zum Wasserheben Luftförderung nötig ist, weshalb dem Leser nicht unwichtig sein kann, zu erfahren, in welcher Weise neben reichlicher Dimensionierung von Saugspalt und Nebenschlußrohr auch für gleichmäßiges Verteilen der Nebenschlußluft über die Ausflußstelle Sorge getragen wurde.

Der Inhalt der Veröffentlichung erweckt den Anschein, als ob man sich um die angedeuteten Vorbedingungen nicht gekümmert hat, denn sonst hätte man Apparate mit nur einem Loch gar nicht erst auf ihren Wirkungsgrad untersucht. In den Spalten 5 bis 7 der Tabelle 1 ist deutlich gezeigt, daß in 10 s 0,73 l Luft aus der Saugflasche entfernt wurden, und diese geringe Luftförderung halte ich für die Ursache, weshalb das Wasser in der angegebenen Zeit nicht mehr als 15 mm hoch gestiegen ist.

Im Jahre 1912 machte ich Versuche mit Düsengittern, will aber nicht näher auf dieselben eingehen, weil ich über die Apparate nicht mehr verfüge. Ich beschränke mich auf die Angabe, mit diesen Apparaten einen Wirkungsgrad 0,07 erreicht zu haben; aus den Versuchen konnte man schließen, daß bei sorgfältiger Ausführung der Wirkungsgrad 0,2 erreicht werden kann.

Gegenwärtig bin ich in der Lage, eine Einrichtung vorzuführen, welche zwar nicht zum Wasserheben vorgesehen ist, aber die möglichen Wirkungsgrade vor Augen führt.

In beistehender Abb. 1 bezeichnet 1 einen gewölbten Flügel von 2,8 m Spannweite, 0,143 m Flügeltiefe und

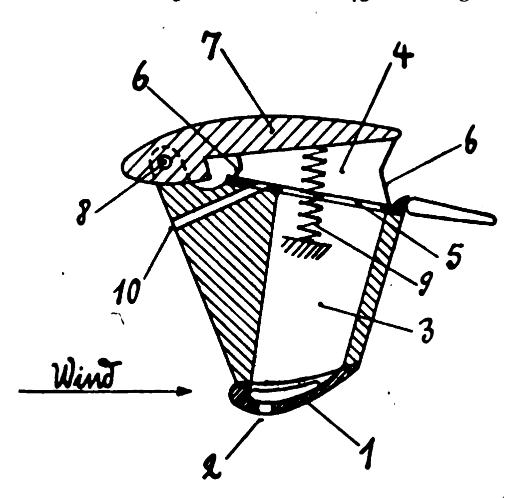


Abb. 1. Dämpfungsfläche mit automatisch veränderlichem Profil.

0,022 m Dicke. Der Flügel ist hohl, aus Holz gefertigt und an seiner Saugseite befindet sich eine Spaltöffnung 2 von 0,012 m² Fläche. Angebaut ist der Flügel mit 5° Anstellwinkel, so daß man sich bezüglich seiner Widerstandsziffer auf $c_w = 0{,}1$ einigen kann, eine Zahl, mit welcher ich absichtlich hoch gegriffen habe, weil ich nicht in der Lage bin, die kleinere genaue Zahl anzugeben. Als die zu Anfang geforderte Verhältniszahl erhält man dann:

$$\frac{\text{Spaltfläche}}{c_w \cdot \text{Flügelfläche}} = 0{,}3$$

eine Wertziffer, welche mit der Zeit durch Erfahrung auf 0,7 gesteigert werden kann.

Durch den Leitungskanal 3 ist der Flügel 1 mit dem Absaugeraum 4 verbunden, welcher aus der festen Grundfläche 5 den faltbaren Wänden 6 und der beweglichen Decke 7 gebildet wird.

Die Decke 7 besteht aus dem hinteren Ende eines Tragflächenteils, welches um die Achse 8 schwenkbar angeordnet ist. Die Feder 9 hält den Deckel 7 unter Vorspannung von 1 kg in der aus der Abbildung ersichtlichen Stellung. In entgegengesetzter Endstellung befindlich, also den Deckel auf die Grundfläche 5 geschwenkt, steigert sich die Spannung der Feder auf 7 kg, während der zurückgelegte Weg des Deckels an Mitte Absaugeraum gemessen, wo auch die Feder angreift, 0,065 m beträgt.

In den Absaugeraum münden noch vier Luftzuführungen 10, von denen jede 1 cm² Querschnitt hat. Die nutzbare Größe der Grundfläche 5 beträgt 0,44 m², die Druckdifferenz am Saugspalt und infolgedessen im Absaugeraum —16 mm WS bei 12 m Windgeschwindigkeit pro s.

Die Abmessungen, welche nötig sind, um den Wirkungsgrad der Anlage messen zu können, werden vollständig, sobald die Geschwindigkeit bekannt ist, mit welcher der Tragflächenteil zur festen Grundfläche geschwenkt wird. Diese Geschwindigkeit wurde experimentell festgestellt, indem die Einrichtung an einem Kraftwagen montiert, mit einer Fahrtgeschwindigkeit von 12 m/s gegen die Luft bewegt worden ist.

Vermittelst einer geeigneten Vorrichtung, welche in der Abbildung nicht gezeichnet ist, wurde dem Absaugeraum während der Fahrt ein großes Quantum Luft zugeführt, damit vorerst ein Ansaugen der schwenkbaren Tragfläche durch den Spalt nicht stattfinden konnte. Als man die konstante Fahrtgeschwindigkeit von 12 m/s erreicht hatte, ist diese Luftzufuhr plötzlich abgestellt worden, wonach deutlich zu sehen war, daß sich die schwenkbare Tragfläche in 3 s auf die feste Grundfläche anlegte.

Es ist zu berücksichtigen, daß während des Versuches durch die unveränderlich offenstehenden Öffnungen 10 unablässig Luft in den Absaugeraum gedrückt wurde (ungefähr 4 l/s, so daß aus dem Absaugeraum, welcher 40 l faßt, in 3 s 52 l Luft abzusaugen waren), wodurch die Nutzarbeit erheblich vermindert wird.

Es sei hier eingeschaltet, daß der Versuch nicht die Feststellung des Wirkungsgrades zum Ziele hatte und das Vorhandensein der Löcher 10 besonderen Zwecken diente, deren ausführliche Erklärung hier zu weit führen würde.

Aus den gewonnenen Daten läßt sich die Nutzarbeit errechnen. Es wurde eine Feder von 1 kg Vorspannung in 3 s auf 7 kg Spannung gebracht und in derselben Zeit um 0,065 m zusammengedrückt. Demnach

$$L_2 = \frac{1 \cdot 0{,}065 + \frac{6}{2} \cdot 0{,}065}{3} = 0{,}0867 \text{ mkg.}$$

Die aufgewandte Arbeit beträgt:

$$L_1 = c_w \cdot F \cdot q \cdot v = 0{,}1 \cdot 0{,}4 \cdot 9 \cdot 12 = 4{,}32 \text{ mkg}$$

und der Wirkungsgrad

$$\eta = \frac{0{,}0867}{4{,}32} = 0{,}0201.$$

Obschon die gewonnene Zahl 24mal besser als die in Adlershof gefundene ist, kann wegen des zusätzlichen Lufteintrittes 10 ein genau abgegrenzter Vergleich nicht vorgenommen werden. Auch die ungünstige Einwirkung des Kraftwagens auf den Versuch und die Erschütterungen während der Fahrt lassen Benachteiligung voraussetzen. Versuche, welche mit einer ähnlichen Einrichtung am fliegenden Flugzeug ausgeführt worden sind, ergaben ohne die Luftzufuhr 10 den Wirkungsgrad = 0,1.

Bemerkt sei noch, daß unter Annahme der Adlershofer Wirkungsgrade bei der beschriebenen Einrichtung ein Ansaugen der schwenkbaren Tragfläche überhaupt nicht erwartet werden kann, denn bei solch langsamer Luftförderung würde die Luftzufuhr 10 das Zustandekommen einer Luftverdünnung im Absaugeraum unmöglich machen. Würde aber diese Luftzufuhr abgesperrt werden, so müßte unter Annahme des Wirkungsgrades 0,00083 die Schwenkdauer der Tragfläche 1 min 12 s Zeit erfordern.

Ein prinzipieller Unterschied kann zwischen allen in Adlershof oder von mir in Versuch genommenen Apparaten nicht gemacht werden; in jedem der Fälle kommt es darauf an, an der Arbeitsstelle durch geringe Druckunterschiede eine möglichst große Luftförderung zu bewerkstelligen, damit überhaupt Arbeit geleistet werden kann.

Zur „Arbeitsleistung vermittelst geringer Druckunterschiede."

Erwiderung von Wilh. Hoff.

Herr Budig hält dem 28. Bericht der DVL seine Beobachtungen entgegen und stellt über die Verschiedenheit der Ergebnisse Fragen.

Die Gsellsche Arbeit beschränkte sich hauptsächlich auf Mitteilung von Versuchsergebnissen. Eine Reihe angestellter Überlegungen wurden als zuweit führend weggelassen. Leider sind dabei die Größenangaben der verwendeten Düsen gestrichen worden. Die DVL hält solche Mitteilungen für notwendig, damit die Nachprüfung der Versuche jedermann offen steht.

Der Außendurchmesser aller Düsen betrug gleichmäßig 120 mm. Ihre Gesamtlängen waren verschieden und so gewählt, daß das gewollte Verhältnis Eintritts- zu Kehlenquerschnitt und die gewollten Neigungen des Eintritts- und des Austrittskegels eingehalten wurden. Die Maße der hierunter mitgeteilten Zahlentafel sind an den Versuchskörpern abgegriffen.

Düse Nr.	Außendmr. mm	Innendmr. mm	ganze Länge mm	Länge vorderer Kegel mm	Länge hinterer Kegel mm
I	120	71,7	435,0	64,5	370,5
II	120	50,0	508,5	104,5	404,0
III	120	42,0	299,5	63,0	236,5
V	120	71,3	308,0	64,0	244,0
VI	120	71,3	299,0	59,3	239,7
VII	120	71,3	209,0	29,5	179,5
VIII	120	71,3	150,0	30,0	120,0

Die Düse IV fehlt in der Zahlentafel, da sie für andere Zwecke verwendet und deshalb nicht mehr vorhanden ist. Sie entsprach in ihrer Gestalt demselben Baugedanken. Jede Saugöffnung hatte eine lichte Weite von 3,5 mm. Die Leitungen der Flüssigkeiten hatten 17,0 mm Durchmesser.

Der Bedeutung des Querschnittsverhältnisses des Nebenschluß- zum Hauptstrom wurde dadurch Rechnung getragen, daß mit einer Bohrung beginnend schließlich 4 Bohrungen angebracht und ein Ringkanal eingedreht wurde.

Bei der Leistungsübertragung durch Düsen ist das spezifische Gewicht des geförderten Stoffes von besonderem Einfluß auf die Luftgeschwindigkeit im Nebenschluß. Sie wird um so kleiner sein, je höher das spezifische Gewicht des geförderten Stoffes ist. Das Strömungsbild im Bereiche des Nebenschlusses wird hiervon beeinflußt werden. Die untersuchten Düsen waren zur Flüssigkeitsförderung gedacht.

Die DVL behält sich vor in einer besonderen Arbeit auf diese Verhältnisse zurückzukommen.

Die gewöhnliche Form der Düsen ist für Zwecke der Leistungsabgabe denkbar ungeeignet. Dies hat Gsell in seiner Arbeit zum Ausdruck gebracht. Die Leistungsabgabe verlangt eine Querschnittserweiterung, die um so größer ist, je mehr Leistung auf den Nebenschluß übertragen wird und je größer die Nebenschlußluftmenge ist. Die DVL hat nur gewöhnliche Formen untersucht, da es nicht ihre Aufgabe schien, neue Vorrichtungen zum Leistungsgewinn zu entwickeln.

Budig bringt die an gewöhnlichen Düsen gewonnenen Wirkungsgrade mit seiner Anordnung zur selbsttätig verstellbaren Dämpfungsfläche in Verbindung. Dies ist unzulässig, da Vorrichtungen gebaut werden können, die die Bedingungen zur Leistungsgewinnung weit besser erfüllen, als eine gewöhnliche Düse. An Strahlgeräte, welche bei Kondensatoren, Luftpumpen u. dgl. üblich sind, sei erinnert.



Budig schildert eine Vorrichtung, welche wohl in der Lage ist, Leistung zu gewinnen. Leider kann sie nicht vollständig beurteilt werden, da wesentliche Ansichten fehlen. Der vielleicht erhebliche Einfluß der Luftkräfte auf die Decke 7 ist z. B. nicht abzuschätzen. Seine Wirkungsgradberechnung ist keineswegs einwandfrei. Er wählt c_w mit 0,1. Der Betrag ist an sich hoch. Es muß aber darauf hingewiesen werden, daß c_w um so größer wird, je reichlicher Leistung gewonnen wird. Sehr kühn ist es, wenn behauptet wird, daß man von einem Wirkungsgrad von 0,3 »durch Erfahrung« auf 0,7 kommen will. Bedauerlicherweise kann der Wirkungsgrad im günstigsten Falle[1]) nicht mehr als $^2/_3$ werden, praktisch wahrscheinlich nicht mehr als 0,5. Die Dimensionen der Leistung und der Arbeit wurden wohl versehentlich verwechselt.

Der amerikanische Landesbeirat für Luftfahrt.

Der amerikanische Landesbeirat für Luftfahrt (National Advisory Committee for Aeronautics, Washington D. C. New Navy Building) wurde am 3. März 1915 gegründet. Es hat, mit großen Geldmitteln ausgestattet, eine große Zahl teurer Forschungsarbeiten ausgeführt. Alle sollen möglichst rein praktischen Zwecken dienen. Eine Erweiterung oder Neuentwicklung von Theorien wird im Verhältnis zu Deutschland oder England weniger bewerkstelligt. Es sind zahlreiche Berichte (Reports) erschienen und in den Jahresbüchern[2]) [Anual Reports] nachträglich zusammengestellt. Deren wurden bis jetzt 5 veröffentlicht. Die nachstehend aufgeführten Titel der dem Verfasser bekannt gewordenen Berichte geben am besten Aufschluß über das Arbeiten der Anstalt. Auf der hinter verschiedenen Berichten angegebenen Seitenzahl ist ein Referat in der »Luru« zu finden.

In der letzten Zeit werden anstatt der Berichte (Reports) technische Merkblätter (technical Notes) veröffentlicht, deren Zahl schon wieder auf 14 gestiegen ist.

Über die Organisation und Einrichtung entnehmen wir aus dem 4. Jahrbuch 1918, veröffentlicht 1920, folgendes:

Unter den 12 Aufsichtsräten sind zwei Vertreter des Kriegsministeriums, zwei von der Marine, je ein Vertreter des Smithsonian Institutes, des (staatlichen) Wetterbüros, des (staatlichen) Eichamtes und 5 wissenschaftliche Mitarbeiter. Alljährlich wird aus den Mitarbeitern und Abteilungsvorstehern ein Arbeitsvorstand gewählt.

Folgende Unterausschüsse bestehen:

1. Flugzeugbau und damit verbundene Ingenieuraufgaben, angegliedert: Stahlbau im Flugzeug und feuerfeste Bespannung.
2. Ortung im Flugzeug, Luftfahrtmeßgeräte und Zubehör.
3. Flugmotore, angegliedert: Motoren mit Brennstoffeinspritzung, und Kühler.
4. Normung und Untersuchung von Flugzeugbaustoffen. Angegliedert: Leichtmetalle.

Sonderausschüsse:

Lufttorpedos,
Verständigungsapparate für Besatzungen,
Fliegerkarten,
Flugtechnische Literatur,
Gebäude, Versuchseinrichtungen und Ausstattung,
Luftverkehr, angegliedert: Landeplätze und Luftlinien,
Entwurf, Bau und Ortung von Flugzeugen, angegliedert: Meßgeräte,
Veröffentlichungen,
Flugversuche,
Verwaltungsangelegenheiten,
Hubschrauber,
Fachausdrücke,
Personalangelegenheiten,
Atmosphäre und Flugzeuge,
Besondere Ingenieuraufgaben.

Ein nach Eiffel gebauter Windkanal hat 1,5 m Dmr und 58 m/s Luftgeschwindigkeit. Sein Querschnitt läßt sich auf 0,9 Dmr verkleinern. Dadurch ist eine Steigerung der Geschwindigkeit auf 90 m/s möglich. Ein weiterer Kanal hat 200 m/s Windgeschwindigkeit. Vgl. S. 349. Alle Versuchsanstalten liegen zu Langley-Field, ein großer Flugplatz, früher Flugschule. Im März 1918 begann ein Luftpostausschuß mit 100000 Dollar Kapital seine Arbeiten. Der Bau von Tragflügeln ganz aus Sperrholz wurde durch Versuche geklärt.

Erster Jahresbericht 1915.

1a. Experimentelle Stabilitätsuntersuchungen. (Durch Fuchs Hopf in den T. B. eingehend besprochen.)
1b. Theorie des Flugzeuges in Böen I.
2a Das Pitotrohr und andere Windmesser für Flugzeuge.
2b. Die Theorie des Pitot- und Venturirohres.
3. Untersuchungen an Drähten, Seilen und Kabeln und deren Befestigungen sowie Endverbindungen.
4. Vorläufiger Bericht über das Problem der Atmosphäre in Verbindung mit der Luftfahrt.
5 Wert der Stoffverwendung.
6a. Ballon- und Flugzeugstoffe.
6b. Oberflächenreibung an der Luft.
7. Thermodynamischer Wirkungsgrad der heutigen Flugmotoren.

Zweiter Jahresbericht 1916.

8. Vorschriften über den Einbau von Luftfahrtinstrumenten.
9. Fachausdrücke.
10. Schalldämpfer für Flugmotoren.
11. Entwurf von Vergasern.
    a) Einleitung.
    b) Amerikanische Vergaserverwendung.
    c) Neue Einteilung der Vergaser.
    d) Anforderungen an die einzelnen Klassen.
    e) Strömungslehre.
    f) Versuche.
    g) Schlußfolgerungen.
12. Untersuchungen über den Luftwiderstand. (Keine direkten Versuchsergebnisse.)

Dritter Jahresbericht 1917.

13. Wetterkunde und Luftfahrt.
14. Versuche an Luftschrauben. 339.
15. Fachausdrücke.
16. Stoffdehnung und die Formänderungen der Hülle von Prallschiffen (aus dem Deutschen übertragen, R. Haas und A. Dietzius).
17. Einfluß der Einzelheiten, welche die statische und dynamische Stabilität bestimmen und Wirkung ihrer Veränderung.
18. Profile und bauliche Erwägungen (6 Profilmessungen U. S. A. 1—6).
19. Periodische Kräfte am Kreisel mit Anwendungen auf Luftschrauben.
20. Aerodynamische Beiwerte und Umrechnungstafeln.
21. Theorie des Flugzeuges in Böen II.
22. Baumwoll-Flugzeugstoff.
23. Kühlerentwurf.

Vierter Jahresbericht 1918.

24. Luftströmung durch Tellerventile. 323.
25. Fachsprache der Luftfahrt.
26. Änderung des Wendemoments beim Rollen eines Flugzeugs. 345.
27. Theorie des Flugzeugs in Böen III. 346.
28. Einführung in die Gesetze des Luftwiderstandes von Tragflügeln.
29. Allgemeine Theorie der Treibschrauben.
30. Luftschraubenversuche II. 340, 182 u. 166.
31. Entwicklung der Geschwindigkeitsmeßdrüsen. 259, 346.
33. Selbstleuchtende Stoffe. 346.
34. Aluminium und seine leichten Legierungen (Literaturzusammenstellung).

[1]) Vergl. ZFM d. Jahrgang S. 221 u. f. und 223 u. f.
[2]) Die Jahrbücher 1—4 sind auf der Geschäftsstelle der WGL vorhanden und können dort von den Mitgliedern eingesehen oder auf kurze Zeit entliehen werden. Die übrigen können überwiegend durch die Geschäftsstelle in irgendeiner Zeitschrift oder im Original nachgewiesen, reproduziert und übersetzt werden.



Weitere Berichte.

Im folgenden sind einige in Deutschland noch unbekannte Berichte besprochen.

26. Die Änderung des Wendemoments infolge des Rollens wird bei den Stabilitätsrechnungen verwendet und aus der Änderung der wirksamen Anstellwinkel errechnet. Die einfachen Rechnungsgrundlagen gelten aber nicht für gewölbte Flügel, bei denen die Gesamtkraft der Luft ihre Richtung ändert. Rechnet man mit der Zunahme des Widerstands mit dem Anstellwinkel, so folgt für die Änderung des Wendemoments ein negativer Wert, während z. B. Hunsaker und ebenso Bairstow mit einem positiven gerechnet hatten. Daraus folgt für die Berechnung der Seitenstabilität, daß das Flugzeug beim „Holländern" stabil sein kann, ohne daß man auf die Stabilität im Spiralsturz Rücksicht zu nehmen brauchte.

Die Änderung des Rollmoments infolge des Rollens berechnet sich auf ähnliche Weise zu Beträgen, die für hohe Geschwindigkeit größer sind, als von Hunsaker durch Versuche gefunden, wahrscheinlich wegen der Trägheit stabiler Strömungszustände, für geringe Schnelle aber kleiner als jene, wahrscheinlich wegen Versuchsfehlern. Das gilt für ein Clark-Flugzeug. Für den Curtiss JN2 ist die Übereinstimmung besser.

Die Änderung des Rollmoments infolge des Wendens wurde von Bairstow durch erzwungene Schwingungen gemessen. Ähnlich könnte man auch hier verfahren. Doch gibt die Schwingweite nur die Größe, nicht das Vorzeichen der Änderung, wenn man die Phasenverschiebung nicht kennt. In jedem Fall müssen Berechnung und Messung verglichen werden. Edwin Bidwell Wilson, 26. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, S. 79/82 (4 S., o. Abb., 3 kleine Zahltafeln). E.

27. Theorie eines Flugzeuges in Böen. Windschwankungen, die nach Schwingdauer und Dämpfung der Eigenschwingung des Flugzeugs ähneln, können großen Einfluß haben; die Berechnung dieses Falles von Brodetsky stützt sich jedoch nicht auf die vollständige Lösung; nach dem Verfahren von Bromwich läßt sich die Bewegung aus dem Gleichgewichtzustand heraus für jede Bö ohne Integrationsschwierigkeiten ermitteln. Bei der Anwendung auf eine Bö von der Schwingdauer und Dämpfung des Curtiss JN2 zeigt sich, wie bequem bei diesem Verfahren z. B. die Auf- und Abwärtsbewegung des Schwerpunktes herauszuschälen ist. Die kurz dauernden Schwankungen des Kippwinkels sind unbedeutend, die langsame Schwingung ergibt sich innerhalb der Rechengenauigkeit. Vernachlässigt man die raschen Schwankungen, so lassen sich die andern nach einem abgekürzten Verfahren hinreichend genau berechnen; ebenso die senkrechten Geschwindigkeitsanteile und damit die hohen Schwankungen. Diese betragen in einem Zahlenbeispiel für die gedämpfte Bö nur $^2/_3$ der Werte für die ungedämpfte Windschwankung, wie vorauszusehen. Die anfänglichen Ausweichungen des Flugzeugs sind die gleichen, auch bei nicht periodischen Böen, die größten Werte aber um $^1/_6$ höher. — Edwin Bidwell Wilson. 27. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt (6½ S., o. Abb.). E.

31. Die Entwicklung der Geschwindigkeitsmeßdüsen in Amerika war auf »einen geeigneten Drucksammler« gerichtet, »wasserbeständig, wirksam, gegen geringe Kipp- und Wendebewegungen unempfindlich, dauerhaft, leicht herzustellen, einheitlich in Aufbau und Ablesung.« An Stelle des englischen Rohrs für den statischen Druck und seiner Vereinigung mit einem Staurohr nach Ogilvie wurde eine Vereinigung von Pitot- und Venturirohr in einem einfachen Gußstück durch Probieren mit eingestecktem Papierkegel und Ankleben von Wachs auf die günstigste Form gebracht. Die Leitungen zum Druckmesser mußten auf Kosten der Meßwirkung so weit gehalten werden, daß sie nicht durch Wasserhaut versperrt werden konnten. Gegen Änderung des Kehlquerschnittes, auch durch Schmutz, ist das Gerät sehr empfindlich; zum Regeln diente eine Schraube gegenüber der Meßleitung, die später infolge sehr genauer Herstellung unnötig war.

Die rasche, billige und genaue Preßguß-Herstellung unterblieb aus geschäftlichen Gründen; Sandabgüsse mußten geputzt werden, galvanisch hergestellte Kupferdüsen, die dem Wasser besser widerstanden als der Aluminiumguß und deren Kern leicht herausgeschmolzen werden konnte, waren ohne Nachbearbeitung genau. Die Prüfungen im Windkanal und im Flugzeug ergaben erst oberhalb 200 km/h Abweichungen von dem Normalrohr der Marine und dem englischen, die untereinander bis 260 km/h übereinstimmten. Bei der Abnahme werden Fehler über 1,3 km/h nicht zugelassen.

Der Neigungsfehler blieb zwischen $+8^0$ und -8^0 Kippwinkel und zwischen $+4^0$ und -8^0 Wendewinkel unter 1 vH. Bei 110 km/h Geschwindigkeit brauchte die kleine Düse 0,07, die große 0,16 PS durch ihren Flugwiderstand.

Ausführungsformen, teilweise nicht wasserbeständig: »Gänsehals« — Düse Nr. 1, Foxboro-Pitot-Venturas, kleine

Düse Nr. 1, kleine französische Pitot-Venturas mit einer Öffnung, wasserbeständiges Pitotrohr. Die Leistung für Kreiselgeräte wurde durch Anbringen zweier einfacher Venturidüsen an den Enden der beiden hohlen Flügel eines Windrades geprüft.

Diese Doppelrohre sind für langsame Flugzeuge erwünscht.

Bauarten: Badin, wasserbeständig gemacht durch umgekehrte Einfügung in einen Luftfänger bzw. ein T-förmiges Absaugrohr. — A. F. Zahm. 31. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (13 S., 5 Schaub. bzw. Skizzen, 5 Taf. mit 14 Lichtb., 12 Zahlentaf., darunter ausführliche Angaben über die Zerplatzdrücke von Wasserhäutchen über Rohröffnungen). E.

32. Der Flugzeugzugmesser. Die bisher gebauten (amerikanischen! D. Ber.) Flugzeugzugmesser sind mit Mängeln behaftet. Der im folgenden beschriebene wird in zwei Größen für Drähte von 5 und 10 mm Dmr ausgeführt. Zwei Lager auf einer Brücke in 250 mm Abstand werden gegen den Draht gedrückt, in der Mitte biegt ein von einer Feder betätigter Stift den Draht durch. Die Durchbiegung wird auf einem Zifferblatt abgelesen. Sie gibt gleich den wirkenden Zug in kg an.

Zum Gebrauch wird der Stift durch einen Handgriff zurückgezogen, der Apparat angelegt und der Zug abgelesen.

Zwei Fehlerquellen: Das unberücksichtigte Verhältnis der Endlast zu Länge und Querschnitt kann vernachlässigt werden. Die Biegungssteifigkeit der verschiedenen Drähte aber muß beachtet werden. Sie wird am besten durch Eichen der Kabel, Seile und Profildrähte berücksichtigt. — S. J. Larson. 32. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (3⅓ S., 5 Abb.).

33. Selbstleuchtende Stoffe für Zifferblätter und Zeiger von Meßgeräten bestehen aus radioaktiven Körpern, die durch ihre Alpha-Strahlen einer Beimengung, meist Zinksulfid, erregen. Die Abnahmevorschriften sollten sich auf die Helligkeit und Lebensdauer, nicht auf den Gehalt an radioaktiven Stoffen, gründen. Die Art des Aufbringens beeinflußt die Helligkeit der Leuchtfarbe. Außer der Änderung der Strahlenstärke infolge des Zerfalls der Strahler nimmt die Helligkeit auch durch Ermüdung des erregten Stoffes infolge der Bestrahlung ab, ferner durch weitere Beimengungen.

Die Sichtbarkeit hängt vom Auge des betreffenden Beobachters: Auflösefähigkeit und Empfindlichkeit, ab, ferner von der Kontrastwirkung und von der Lichtmenge, die ins Auge gelangt; deshalb verschwimmen benachbarte Lichtpunkte, so daß z. B. die 3 leicht als 8 erscheint. Daraus ergeben sich die Anforderungen an Helligkeit, gegenseitigen Abstand (über 2 mm) und Anzahl (möglichst gering) der Leuchtstellen. Der Hintergrund ist tiefschwarz zu halten (das wird auf unseren Meßgeräten nur vereinzelt beachtet, obgleich bereits 1916 darauf aufmerksam gemacht wurde! D. Ber.), der radioaktive Stoff nach geforderter Helligkeit und Lebensdauer zu wählen. Dem sind auch die Liefervorschriften anzupassen (wird in einem Anhang einzeln ausgeführt). — N. E. Dorsey. 33. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt (11 S., 7 Schaulinien für den Strahlungs- und Helligkeitsabfall, 3 Zahlentaf.). E.

36. Gefüge der Flugzeugbespannstoffe. Die Zerreißproben waren 3 cm breit und 25 cm lang. Klauenabstand der Maschine 20 cm. Zerreißgeschwindigkeit 13 cm/min. (Es wurde also immer nur Kette oder Schuß allein an sehr schmalen Streifen geprüft, so daß der praktische Wert der Untersuchungen gering ist. D. Ber.)

Zur Prüfung der Reißfestigkeit wurde eine 25 cm breite Probe bei 30 cm Klauenabstand mit Schnitten quer zur Kraftrichtung in der Mitte zerrissen. Den Widerstand gegen gleichmäßigen Druck stellte man durch Einspannen in einen Rahmen, 60 · 18 cm, und Messen der Durchwölbung bei Überdruck (Luft) fest. In dem gleichen Apparat wurden unversehrte und eingeschnittene Stoffproben zerplatzt.

Flugzeugleinen, 135 g/m² schwer, unlackiert, mit 37 Fäden je cm Breite der Kette und 38 im Schuß, hatte 608 kg/m Zugfestigkeit, lackiert 635 bis 850 kg/m, je nach Güte des Lackes. Durchwölbung bei 1 at Überdruck 2 cm. Der Stoff zeigt nicht überall gleiche Festigkeit. Seine Eigenschaften werden durch die Webart beeinflußt. Die beim Zerreißen aufgenommenen Kurven werden durch die Wellung der Fäden beherrscht, da ja immer nur eine Faserrichtung beansprucht wurde. Gewöhnlich ist die Kette fester. Bei gegebener Garndicke ist bei geringer Fadendichte die Festigkeit von Kette und Schuß weniger verschieden.

Bei lackierten Stoffen fällt die kleinere Dehnung bei niedriger Spannung auf. Der Schuß lackierter Stoffe gibt im Spannungs-Dehnungs-Schaubild gerade Linien. Für die Kette wird der obere Teil der Kurve geradlinig. Der Lack macht die Eigenschaften des Gewebes gleichmäßiger. Die Reißfestigkeit wächst oft durch Lackieren. Mercerisiertes Gewebe ist nicht gemercertem oft überlegen und bindet sich leichter mit Lack. Baumwollgewebe mit $^2/_{60}$ Garnstärke (nach den englischen Baumwollgarnnummern) ist gleich oder besser als normales Leinen. — E. D. Walen, 36. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (27 S., 32 Abb.).

45. Einfluß von Verdichtungsverhältnis, Luftdruck, Temperatur und Feuchtigkeit auf die Brennleistung.

I. Änderung der Nutzleistung mit Höhe und Verdichtungsverhältnis. Ein 150-PS-Hispano-Suiza mit Claudelvergaser wurde mit drei verschieden hohen Kolben (Verdichtungsverhältnis 4,7, 5,3 und 6,2) in der Unterdruckkammer geprüft. Das Versuchsergebnis wurde auf die Temperatur des Jahresmittels umgerechnet. In 1,5 km Höhe ergab die Verdichtung 6,2 einen Gewinn von 2,8 vH gegenüber 5,3, in 10 km Höhe 5,8 vH. Der Verlust für die niedrigste Verdichtung gegenüber 5,3 war 3,5 vH bzw. 7,3 vH. Der Motor leistete mit mittlerem Verdichtungsverhältnis in 5 km 56 vH, in 7,5 km Höhe 40 vH und in 10 km Höhe nur noch 33 vH.

II. Wert der Vorverdichtung. Ein 150-PS-Hispano-Suiza mit Verdichtungsverhältnis 5,3 wurde mit normaler und stark gedrosselter Luftzufuhr zum Vergaser abgebremst. Gleichzeitig wurde der Druck im Auspuff durch Gebläse schrittweise erniedrigt und so die obere und untere Kurve Abb. 1 gefunden. Die übrigen Kurven entstanden durch Interpolieren.

Es bedeutet:

N_0 die Bremsleistung bei 760 mm Quecksilbersäule in PS,
t_0 die Temperatur der angesaugten Außenluft in Graden C,
N die gesuchte Leistung von irgendeiner Höhe in PS,
t die Temperatur der angesaugten Luft (die Erwärmung durch den Verdichter muß berücksichtigt werden!) in Graden C, und
R eine Berichtigungszahl aus Abb. 1.

Die gesuchte Leistung ist dann

$$N = N_0 \cdot R \cdot \frac{529 + t_0}{529 + t}$$

Vgl. auch S. 62.

III. Abnahme der Leistung mit zunehmender Temperatur. Es wurde ein 150-PS- und ein 180-PS-Hispano-Suiza mit verschiedenen Verdichtungsverhältnissen und Ansauglufttemperaturen zwischen -15^0 C und $+50^0$ C abgebremst. Ergebnisse: Die bei einer bestimmten Temperatur verlangte, noch unbekannte Leistung ist gleich der bekannten Leistung mal einem Berichtigungsglied, das dem Temperaturunterschied entspricht. Es ist die Summe der beobachteten Temperatur (^{0} C) + 529, geteilt durch die gewünschte Temperatur (^{0} C) + 529. Wenn man annimmt, daß die Leistung des Motors proportional dem Luftdruck abnimmt, so läßt sich daraus die Energieabnahme mit zunehmender Höhe bestimmen.

IV. Einfluß der Wassereinspritzung auf die Motorleistung. Schon auf S. 216 besprochen. — H. C. Dickinson, W. S. James und G. V. Anderson. 45. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, 25 S., 24 Schaub.

46. Eine Studie an Flugmotorenprüfungen. Es soll die Art des Wärmeumsatzes in einem Flugmotor ermittelt werden. Genau gemessen wurden: Der Brennstoffverbrauch, die Bremsleistung und die durch Auspuffgase sowie Kühl-

wasser abgeführte Wärme. Die Reibungsverluste und die Kraft zum Antrieb Hilfsapparate wurde nicht bestimmt und stets zusammenfassend Reibungsverlust genannt. Die Temperatur der Außenluft und des Kühlwassers, die Schmierung, Zündkerzenabstand und -güte, Vorzündung, Einfluß der Kolbentemperatur auf die Füllungsdichte usw. wurden möglichst gleichgehalten. 390 Einzelversuche.

Es wurde ein Hispano-Suiza mit 180 PS bei 1700 U/min, 8 Zyl. von 120 mm Bohrung und 130 mm Hub, 90° V-Stellung und einem Verdichtungsverhältnis 5,3 verwandt. Beim Versuch wurden Drehzahl, Höhe und Leistung geändert. Der Claudelvergaser wurde stets von Hand möglichst gut einreguliert.

Die Auswertung ergibt, daß die indizierte Leistung und der Reibungsverlust nahezu entsprechend der Luftdichte sind. Mit abnehmender Luftdichte steigt der Einheitsverbrauch, fällt der mechanische Wirkungsgrad von 0,91 in Bodennähe und 1300 bis 1700 U/min auf 0,87 in 9 km Höhe bei 2100 U/min. Die Abgase führen in dieser Höhe 40 vH Wärme anstatt 50 vH in Bodennähe ab, das Kühlwasser nahezu $^2/_5$ mehr und die Reibungsverluste verdreifachen sich. (Alles bei gleichbleibender Temperatur.) Der Reibungsverlust ist bei 1700 U/min am kleinsten und braucht 2 vH der Brennstoffmenge. Der Einheitsverbrauch, bezogen auf die indizierte Leistung, bleibt mit der Höhe gleich.

Die Kraft zum Überwinden der Lagerreibung, soweit diese nicht durch Massenkräfte beeinflußt wird, entspricht der Drehzahl. Die Wirkungen der Massenkräfte wachsen mit dem Quadrat der Drehzahl. Die zum Pumpen von Gemisch und Wasser benötigte Leistung steigt mit dem Würfel der Drehzahl. Von der Luftdichte ist die Reibung unabhängig.

Der thermische Wirkungsgrad fällt von 26 vH in Bodennähe bis auf 20 vH in 9 km Höhe.

Die Mehrleistung mit steigender Drehzahl ändert sich gradlinig mit dem Luftdichteverhältnis. Bei 1300 U/min braucht der Motor 10 vH mehr Brennstoff als bei 2100 U/min. Die Zusammensetzung von Gemisch und der volumetrische Wirkungsgrad ändert sich mit der Drehzahl und Luftdichte. — V. R. Gage, 46. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (34 S., 31 Schaub., 10 Zahlentafeln).

49. Eigenschaften von Vergasern.

I. Die Versuchseinrichtung kann mit $1/3$ des normalen Luftdruckes und der in großen Höhen vorhandenen niedrigen Temperatur arbeiten. Die Luftmeßvorrichtung stellt Druck und Menge der angesaugten Luft fest. Ein Drosselventil erniedrigt den Druck der angesaugten Luft auf das gewünschte Maß. Eine elektrische Heizvorrichtung sorgt für die gewünschte Temperatur. Der Vergaserraum ist ein vollkommen luftdichter Kasten, 450 · 450 · 900 mm groß, mit einem Glasfenster. Der Vergaser wird an einem Flansch an der Decke angeschlossen und das Gemisch durch ein Glasrohr nach oben weggesaugt. Darüber ist ein Wellenerzeuger, eine Drosselklappe, die mit Hilfe eines kleinen Elektromotors mit verschiedener Geschwindigkeit in gewünschtem Maße den Luftstrom verzögert und wieder frei läßt. Eine elektrische Vakuumpumpe saugt den Gasstrom ab und kann einen Unterdruck von 0,237 der Außenluft erzeugen. Der Benzinbehälter liegt auf einer Wage, betätigt bei Beginn der Brennstoffentnahme eine Stoppuhr und stellt sie und die Benzinlieferung nach Entnahme einer bestimmten Menge wieder ab. Eine Reihe von Manometern zeigt die Druckunterschiede an den verschiedenen Stellen an.

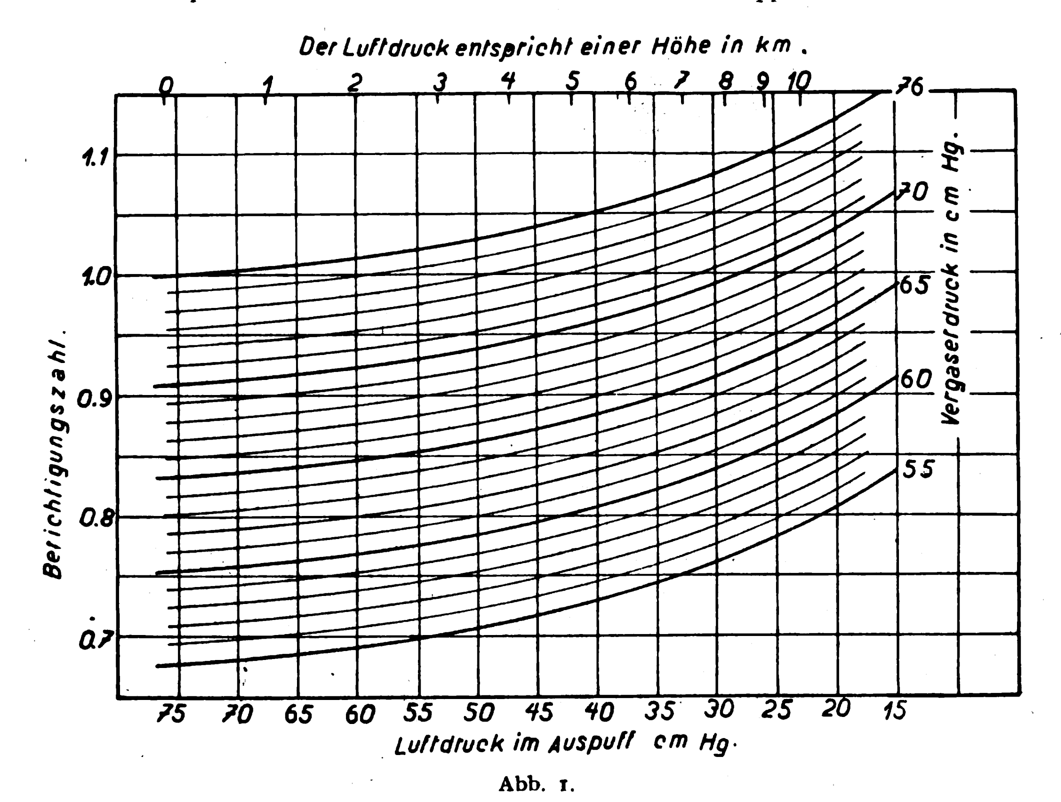


Abb. 1.

II. Ausströmeigenschaften von Benzindüsen. Das Gewicht des durchgeströmten Brennstoffes in kg ist gleich 6,54 mal der Wurzel aus dem Druckunterschied in cm WS an der Luftdüse und der Brennstoffgewichtsdichte mal Flächengröße des Luftdurchlasses in cm².

Versuchsergebnisse:

1. Ausbohren des Eintrittes der Brennstoffdüse vergrößert den Ausflußbeiwert.
2. Richtungswechsel in der Zuleitung zur Düse und Tiefe der Aushöhlung ändern wenig an dem Ausflußbeiwert.
3. Kleine Unebenheiten verursachen sehr große Unregelmäßigkeit des Durchflusses.
4. Wenn der Druckunterschied klein ist, ist die Strömung sehr gleichmäßig.
5. Der Abflußbeiwert nimmt mit dem Wachsen des Durchmessers zu.
6. Er wächst ebenfalls, wenn die Düsenlänge kleiner wird.
7. Durch geschickte Auswahl des Verhältnisses Bohrung zu Länge erreicht man gutes und gleichbleibendes Benzin-Luftgemisch.
8. Der Ausflußbeiwert steigt mit der Viskosität, die sich mit der Temperatur ändert.
9. Je kleiner die Viskosität des Brennstoffes bei gegebener Temperatur, um so mehr steigt sie bei Erwärmung, dementsprechend auch der Ausströmbeiwert.

10. Je größer das Verhältnis Länge zu Bohrung, um so größer der (s. 8 u. 9) Einfluß der Viskosität. (Beiwert = 5,8 bis 7,5.)

11. Der Ausfluß aus quadratischen Löchern in Zinnplatten (Länge zu Bohrung gleich 0,25 oder weniger) ist unmerkbar durch großen Temperaturwechsel beeinflußt.

III. Eigenschaften der Luftdüsen. Die Luftmenge durch einen Vergaser, der nur eine Luftdüse und eine Drosselklappe an der engsten Stelle besitzt, läßt sich mit einer Erfahrungsformel mit aus Versuchen bestimmten Beiwerten berechnen.

Versuchsergebnisse:

1. Der Durchflußbeiwert bleibt ziemlich gleich und erreicht seinen Höchstwert bei Geschwindigkeiten von 45 m/s an der engsten Stelle.

2. An dem Ergebnis ändern Form und Winkel des Luftzu- und Abflusses wenig.

3. Die Luftdichte hat keinen zu berücksichtigenden Einfluß.

4. Der Ausflußbeiwert ist praktisch unbeeinträchtigt durch das Ausströmen von Benzin.

5. Der Druckverlust im Vergaseraustritt ändert sich mit der Wirbelbildung des Luftstromes.

6. Der Druckverlust im Vergaser wechselt mit dem Brennstoffgehalt und mit der Art des Verteilens.

IV. Der Einfluß der Druckschwankungen wurde auch gemessen und als sehr klein und belanglos gefunden. Bei 0,5 bis 0,6facher Drosselöffnung kann er gänzlich vernachlässigt werden.

V. Vergaserbedingungen. Die angesaugte Luftmenge ist der Drehzahl, der absoluten Temperatur und dem Luftdruck proportional. Das angesaugte Brennstoffgemisch entspricht der Wurzel aus Drehzahl und Druck. Das Ergebnis ist demnach bei gleichbleibender Drosselöffnung ein zu fettes Gemisch in großer Höhe. Der Einheitsverbrauch entspricht dem Mischungsverhältnis und umgekehrt dem mittleren Druck sowie der Drehzahl. Zusammenfassend kann man heute sagen:

1. Das Mischungsverhältnis für Vollast soll gleichbleiben.

2. Das Mischungsverhältnis zur Erreichung des besten Wirkungsgrades wird ungünstiger, wenn die Luftdichte abnimmt.

3. Das Mischungsverhältnis wird bei halber Last und bei Halbgas unvorteilhafter.

4. Ein gewöhnlicher Vergaser (ohne Höhenregelung) liefert bei abnehmender Luftdichte schlechteres Gemisch.

VI. Das Mischungsverhältnis an Flugmotoren kann eingehalten werden durch Regelung der ausfließenden Brennstoffmenge einmal durch verschiedenen Druck im Schwimmergehäuse, herstellbar durch Verbinden mit einer geeigneten Stelle der Luftdüse oder durch Änderung des Querschnittes der Brennstoffdüse, oder durch Anpassen des Druckunterschiedes in der Luftdüse durch Einlassen der Zusatzluft über der engsten Stelle. Das letztere kann man mittels Aneroiddose und Thermostat in verschiedenster Weise mechanisch regeln. (3 Ausführungsbeispiele.) — P. S. Tirce und H. C. Dickinson. 49. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (47 S., 55 Abb., meist Schaubilder).

69. Eine Studie an Flugzeugreichweiten und Ladungen. In einem Kraftleistungsschaubild läßt sich für jede Nutzlast eine Kurve der benötigten Leistung zeichnen und daraus die Sparfluggeschwindigkeit und die dazu erforderliche kleinste Motorleistung sowie Brennstoffverbrauch ermitteln. Dabei findet man, daß die Sparfluggeschwindigkeit und verlangte Leistung mit abnehmendem Gesamtgewicht kleiner werden. Der Gesamtwiderstand nimmt geradlinig mit der Nutzlast ab. Der Brennstoffverbrauch entspricht dem Gewicht und der Sparfluggeschwindigkeit. Der Zeitverlust im Sparflug ist nicht unbeträchtlich. Die größtmögliche Nutzlast für eine bestimmte Entfernung läßt sich mit Hilfe eines Gewicht-Entfernungsschaubildes ermitteln. Auf dessen Ordinate wird die durchflogene Strecke und auf der Abszisse der Brennstoffbedarf aufgetragen. Bei Vollgas bleibt die Geschwindigkeit bei leer werdendem Behälter bis auf 1 vH gleich, Reichweite und Ladung werden bedeutend geringer.

Um stets kleinsten Widerstand zu haben, muß der günstigste Anstellwinkel unabhängig von Last und Höhe dauernd beibehalten werden. Die Flugzeit für eine bestimmte Strecke ist von der Luftdichte abhängig. Die geflogene Strecke selbst ist nur von der Gleitzahl, dem Gesamtgewicht und Schraubenwirkungsgrad beeinflußt. Der Flug in großer Höhe ist vorzuziehen, weil der Motor dort mit Vollgas läuft und dadurch weniger Benzin verbraucht, die Flugzeit geringer und die Sicherheit größer wird. Bei Wind verkleinert das Fliegen in großer Höhe durch größeren Unterschied zwischen Flug- und Windgeschwindigkeit den Einfluß des Windes auf die Flugzeit. Alle anderen Verhältnisse sind bei Wind ziemlich unverändert. — J. G. Coffin, 69. Bericht des amerikanischen Landesbeirates (29 S., 9 Abb.).

83. Windkanaluntersuchungen über die aerodyn. Erscheinungen bei hoher Geschwindigkeit.

Versuche an einem Modellwindkanal von 20 cm Dmr und 1,14 m Länge zeigten: Der Einlaßtrichter darf keinen zu großen Winkel aufweisen. Ohne ihn ist die Luft zu turbulent. Wenn der Auslaßtrichter zu weit, bilden sich Wirbelringe. Wurde er durch eine Kammer ersetzt, war der Wirbelverlust sehr groß. Ein Geraderichter ist weniger zu Erzielen paralleler Stromlinien nötig, als zum Beseitigen von Stößen.

Der danach gebaute Windkanal für 200 m/s hatte 36 cm Dmr an der Meßstelle. Die Modelle wurden an einer Stange in den Kanal hineingeschoben. Der Wirkungsgrad des Kanals (vgl. Anm. II) ist 0,76. Das Geräusch des Kanals wird von 22 m/s an immer stärker, bis bei 140 m/s eine Verständigung nur durch Schreien ins Ohr möglich ist.

Die Temperaturverminderung im Kanal ist kleiner als die Hälfte der bei adiabatischer Expansion. Zur Sichtbarmachung der Wirbel wurde bei niedriger Geschwindigkeit Wasserdampf benutzt; bei hoher unterkühlte sich durch die Ausdehnung die Feuchtigkeit der Luft und fand am Modell einen Verdichtungskern.

Versuche an Luftschraubenprofilen wurden an Modellen 25 · 150 mm groß ausgeführt. Bei zwei Geschwindigkeiten tritt eine Unstetigkeit ein. Zwischen beiden ist der Auftrieb größer und der Widerstand kleiner, als bei niedrigerer oder größerer Geschwindigkeit. Die Geschwindigkeit des Unstetigkeitsgebietes ist je nach Profil und Anstellwinkel verschieden. Bei einem 0,2 Flügeltiefe dicken Profil ist der Auftriebsbeiwert bei allen Winkeln ziemlich gleich. An dünneren Profilen fällt er bei wachsendem Anstellwinkel mit steigender Geschwindigkeit. Je dicker das Profil, um so mehr ändert sich der Beiwert mit der Geschwindigkeit und weniger mit dem Anstellwinkel. Der größte Auftriebsbeiwert $Ca = 1{,}30$ wurde bei einer Dicke von 0,14 Flügeltiefe und dem Kennwert 1675 (25 mm Flügeltiefe mal 67 m/s) gemessen. Der Anstellwinkel mit dem Auftrieb Null steigt mit der Geschwindigkeit. Eine Umkehrschraube kann keine große Bremswirkung entwickeln, da der negative Auftriebsbeiwert aller Profile sehr klein ist. — F. W. Caldwell und E. N. Fales. 83. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt.

Anmerkungen von G. de Bothezat.

I. Eine grundlegende Eigenschaft der Flüssigkeitsbewegung. Wenn die Schubspannung zwischen zwei Flüssigkeitsschichten zu groß wird, so tritt ein Gleiten der beiden Schichten aufeinander ein. Dieser Vorgang ist mit dem Abscheren eines festen Körpers vergleichbar; die Schubspannung kann durch die Geschwindigkeit, den Krümmungshalbmesser der Stromlinie, die Tangentialbeschleunigung und die Wirbelstärke ausgedrückt werden.

II. Der Wirkungsgrad eines Windkanals ist gleich dem Verhältnis des Unterschieds zwischen der lebendigen Kraft des Luftstrahls und der Gebläseleistung zu der lebendigen Kraft des Luftstrahls. Der größte Verlust entsteht durch den Ventilator.

(Fortsetzung folgt.)



Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40 pt. Telefon: Lützow 6508.

Postscheckkonto: Berlin 22 844.

1. Flugtechn. Sprechabend der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am

14. Januar 1921, 7 Uhr Abends,

im Flugverbandhause Berlin. Vortrag des Ing. H. Herrmann über: »Wasserlandflugzeuge«.

2. Das 1. Beiheft zu unserer Zeitschrift ist erschienen und sämtlichen Mitgliedern zugesandt. Da unsere Kasse durch die sich belaufenden Unkosten außerordentlich in Anspruch genommen wird, bitten wir um Rückerstattung des ungefähren Selbstkostenbetrages von M. 15.— für das Exemplar. Einzahlungen sind auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 zu leisten.

3. Das 2. Beiheft zur ZFM ist ebenfalls erschienen und soll nach Bestellung an die Mitglieder versandt werden. Es enthält folgende Aufsätze:

»Tragflügeltheorie«. Von A. Betz, Göttingen.

»Die Berechnung von Luftschrauben mittels Propellerpolaren«. Von Georg Koenig, Berlin.

Das Heft kostet für Mitglieder M. 6.50 und wird nur auf ausdrücklichen Wunsch von der Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt versandt. Bestellkarte befindet sich im Inseratenteil von Heft 22.

4. Infolge der Teuerung und der damit verbundenen Geschäftskosten ist die WGL genötigt, ihre Einnahmen zu erhöhen. Um aber einer Erhöhung des Mitgliedsbeitrages aus dem Wege zu gehen, wurde auf der VI. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung beschlossen, für das Geschäftsjahr 1920 einen Teuerungszuschlag von M. 20.— zu erheben. Wir bitten unsere Mitglieder, in Anbetracht der ungünstigen finanziellen Lage, diesen Betrag von M. 20.— auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 einzahlen zu wollen.

5. Der Verlag B. G. Teubner, Leipzig-Berlin, teilt uns bezüglich des Werkes »Bader, Grundlagen der Flugtechnik« folgendes mit:

»Da ich glaube annehmen zu können, daß die Mitglieder Ihrer Gesellschaft besonderes Interesse für das Werk haben dürften, so würde ich der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt gern, falls mir eine Bestellung auf eine größere Anzahl von Exemplaren übermittelt würde, diese zu einem Vorzugspreise liefern. Selbstverständlich würde dieser Vorzugspreis lediglich Ihren Mitgliedern zugute kommen, und diese wären darauf hinzuweisen, daß sich der billigere Preis nur bei der Abnahme einer größeren Anzahl von Exemplaren ermöglichen ließe.

Ich würde Ihnen das Werk, dessen Ladenpreis sich einschließlich des 100 %igen Teuerungszuschlages auf M. 44.— geb. und M. 36.— geh. stellt, wie folgt überlassen: bei Abnahme von;

mindestens 20 Exemplaren je M. 40.— geb., M. 32.— geh.
» 50 » » » 38.— » » 30.— »
» 100 » » » 35.— » » 27.— ».

Wir bringen die vorstehende Mitteilung des Verlages zur Kenntnis unserer Mitglieder und bitten, die Bestellungen an unsere Geschäftsstelle zu richten.

6. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Konrad Frhr. v. Bassus, Privatgelehrter, München, Steinsdorfstr. 14.

Dipl.-Ing. Otto Steigenberger, Dessau, Kavalierstraße 21/I.

Ziviling. Carl Ruppel, Charlottenburg 5, Steifensandstraße 7.

Rechtsanwalt Dr. Alexander Schrüffer, Direktor des Lloyd-Luft-Verkehr Sablatnig G. m. b. H., Berlin-Neutempelhof, Mussehlstr. 22.

Regbmstr. a. D. Dr.-Ing. R. Sonntag, Berlin-Friedrichshagen, Cöpenickerstr. 25/I.

stud. ing. N. Scheubel, Aachen, Rütscherstr. 40.

cand. ing. Willy Messerschmidt, München-Solln, Wiesenstr. 8.

Dipl.-Ing. Julius Spiegel, Augsburg, Holbeinstr. 12.

Außerordentliche Mitglieder:

Luftfahrtsektion des Kön. ung. Handelsministeriums, Budapest, Becsikapu-ter 4.

7. Adressenänderungen:

Dr. Munk, Berlin NW, Elberfelderstr. 27/I.

Direktor Götte, Berlin W. 35, Potsdamerstr. 103.

Dr. Hatlapa, Essen-Frintrop, Frintroperstr. 584.

Dipl.-Ing. Noack, b/Brown, Boveri & Co., Baden bei Zürich (Schweiz), Hotel Waage.

Dipl.-Ing. Gutermuth, Stralsund, Frankenstr. 60.

8. Auszeichnungen, Ernennungen, Beförderungen:

Unserm Mitglied, Professor Wigand, Halle a. S., ist an der Universität Halle ein Lehrauftrag für Physik der Atmosphäre erteilt worden.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

Luftpostdienst London—Paris und Brüssel. Vom 25. Oktober ab haben sich die Luftpost-Beförderungszeiten wie folgt geändert:

Croydon—Paris ab 1 nachm. (statt 3.30 nachm.)
Cricklewood—Brüssel ab 1.30 » (» 2.30 »)

Die Post nach Paris ist vor 11.30 vorm. und nach Belgien vor 12.30 nachm. beim Hauptpostamt in London abzugeben. (»Flight«, Nr. 618, 28. 10. 1920.) v. K. **20/06. 02.**

Ein neuer Luftpost-Geschwindigkeits-Rekord ist durch ein Handley-Page-Flugzeug auf der Luftpoststrecke Amsterdam—Cricklewood aufgestellt worden. Das Flugzeug legte die 426 km lange Strecke in 1 h 50 m zurück und erreichte somit eine Durchschnittsstundengeschwindigkeit von 241 km. (»Flight« vom 21. 10. 1920.) v. K. **20/06. 05.**

Luftpost Paris—Konstantinopel gesichert. Zwischen dem Unterstaatssekretär der französischen Post- und Telegraphenverwaltung und Rumänien und Türkei sind jetzt endgültige Vereinbarungen getroffen (vgl. 20/02. 09 letzten Abs.) (L'Auto-Paris, 24. 10. 20.) Hu. **20/06. 15.**

Übersichtstabelle des Luftdienstes London—Festland.

	Zahl der Flüge	Zahl der Fluggäste	Zahl der Flüge mit Post	Zahl der Flüge mit Waren	Durchschnittliche Flugzeit
3.— 9. 10. 20	119	171	36	68	3 h 18 m
10.—16. 10. 20	135	210	38	76	2 » 55 »
17.—23. 10. 20	98	179	35	65	3 » 09 »
24.—30. 10. 20	111	204	31	67	2 » 58 »

(Flight, 14., 21., 28. 10., 4. 11. 1920.) v. K. **20/07. 05.**

Übersicht über beförderte Flugpost:

	Juli	Aug.	Sept.	Okt.
Brüssel—London	754	1958	2580	2387
London—Brüssel	1581	2325	4560	6076
Brüssel—Paris	1054	1023	1380	2449

(l'Auto-Paris, 9. 11. 20.) Hu. **20/08. 09.**

Verkehrsleistungen der Britischen Luftfahrt (einschl. der kontinentalen Strecken) Mai 1919 bis Juli 1920.

Flugzeuge. Flugstunden. Fluggäste	Mai 1919 bis Sept. 1919 (5 Mon.)	Okt. 1919 bis März 1920 (6 Mon.)	April 1920 bis Juli 1920 (4 Mon.)	Mai 1919 bis Sept. 1919 (15 Mon.)
Flugzeuge im Betrieb	31 250	6 571	10 505	48 326
Flugstunden	6 566	3 061	4 638	14 265
Flugkilometer	740 599	372 602	628 475	1 740 067
Beförderte Fluggäste	58 132	9 808	14 624	82 564
Unfälle ohne Verletzung von Personen	2	6	5	13
Unfälle mit Verletzung des Flugzeugführers	6	3	—	9
Unfälle mit Verletzung von Fluggästen	10	2	2	14
Unfälle mit tödlichem Ausgange für Führer	2	2	1	5
Unfälle mit tödlichem Ausgange für Fluggäste	—	1	2	3
Unfälle mit tödlichem Ausgange für Dritte	1	—	—	1
Geflogene Kilometer je Unfall	56 958.0	33 789.0	78 519.2	54 384,2
Flüge je Unfall	2 404	597	1 302	1 507
Getötete Fluggäste auf je 1000 Beförderte	—	0.10	0.07	0.04
Verletzte Fluggäste auf je 1000 Beförderte	0.17	0.20	0,17	6,17

Von August 1919 bis August 1920 wurden auf dem Luftwege für Pfd. Sterl. 194215 Waren nach Frankreich, Belgien, Holland, Dänemark, Spanien ausgeführt und für Pfd. Sterl. 436645 Waren nach England eingeführt. (»Flight«, 21. 10. 20.) v. K. **20/07. 13.**

Flugplan und Tarife der englischen Luftverkehrslinien.

Reederei	Flugzeug	Flugpreis Pfd. Sterl. einfach	Flugpreis Pfd. Sterl. hin u. zurück	Abflug in London	Abflug nach London	Flugplätze London	Flugplätze Endstation
Linie London—Paris.							
Aircraft Transport and Travel	Airco	15,15	25	2mal täglich	2mal täglich	Croydon	Le Bourget
Handley-Page Ltd.	Handley-Page	10.10	18,18	1mal täglich	1mal täglich	Cricklewood	Le Bourget
Justones Air Lines	Vimy Vickers, Bristol, Airco	12	21	1mal täglich	1mal täglich	Croydon	Le Bourget
Linie London—Brüssel.							
Handley Page Ltd.	Handley-Page	10,10	18,18	1mal täglich	1mal täglich	Cricklewood	St. Inglevert
Linie London—Amsterdam.							
Aircraft Transport and Travel	Airco	15,15	25	Montag, Mittwoch, Freitag	Dienstag, Donnerstag, Sonnabend	Croydon	Amsterdam
British Aerial Transport	B. A. T. F. K. 20	21	42	auf Bestellung		Cricklewood	Amsterdam
Handley Page Ltd.	Handley-Page	15,15	—	1mal täglich	1mal täglich	Cricklewood	Amsterdam
Linie Hull—Amsterdam.							
North Sea Aerial Transport	Kaugoros	nach Vereinbarung		auf Bestellung		Hull	Amsterdam

(La Suisse Aérienne, Bern, 20. 10. 1920.) Hu. **20/06. 09.**

Wettbewerbe.

Ein neuer Sicherheitswettbewerb für Flugzeuge. Die »Union pour la Sécurité en Aéroplane« hat Fr. 100000 für Preise gestiftet, die für wirklich durchführbare Vorschläge zur Hebung der Sicherheit im Flugzeug gegeben werden sollen.

Weder die Grundsätze noch die Ausführung werden irgendwie durch Bestimmungen eingeschränkt. Nur folgende Hinweise werden gegeben: Flugzeuge, deren ganzer Aufbau einen Fortschritt im Hinblick auf Sicherheit bringt; Stabilisatoren; Motoren und Vergaser; Vorrichtungen, welche Lenkbarkeit und Landungen erleichtern; Veränderliche Tragflächen. (L'Auto, Paris.) Hu.

20/05. 06.

Zugeteilte Preise.

1. Henry Deutsch de la Meurthe-Pokal, dritte Prämie (Fr. 20000 und der Pokal) an den Flieger Sadi Lecointe wegen seiner Leistung am 3. Januar 1920. (266,314 km/h. Der Ber.)

2. Gordon-Bennett-Pokal für Flugzeuge an den Aero-Club von Frankreich, dem Gewinner des Preises in drei aufeinander folgenden Jahren (Jules Védrines 1912, Prévost 1913 und Sadi Lecointe 1920).

3. Preis des Aero-Clubs von Frankreich (Fr. 10000) an den Flieger Sadi Lecointe und Preis Samuel-Valentine (Aero-Club von Amerika, Fr. 10000) an Sadi Lecointe, Sieger im Gordon-Bennett-Pokal.

Anerkannte Rekorde.

Schnelligkeit über 100 km: De Romanet (Spad), 24 min 16 1/5 s; Kirch (Nieuport), 22 min 18 s; Sadi Lecointe (Nieuport), 21 min 28 s.

Schnelligkeit über 200 km: Kirch (Nieuport), 48 min 52 3/5 s; de Romanet (Spad), 46 min 7 s; Sadi Lecointe (Nieuport), 43 min 42 3/5 s. (L'Auto, Paris, 10. 10. 1920, Flight, 14. 10. 1920.) Hu.

20/06. 06.

Deutschland.

Die Luftpost Bremen—Gelsenkirchen mit Zwischenlandung in Münster als Erweiterung der Luftpost Berlin—Bremen (Lloyd-Luftverkehr Sablatnig G. m. b. H.) (s. 20/01. 06) soll vom 1. November d. J. ab täglich verkehren. Damit wird eine direkte Verbindung Berlin—Industriegebiet geschaffen.

Flugplan:

9.30 ↓	ab Berlin	an ↑	3.30
1.30	ab Bremen	ab	12.00
3.05	ab Münster	ab	10.00
3.45	an Gelsenkirchen	ab	9.15

In Gelsenkirchen hat das Flugzeug an die Züge von und nach Köln, Düsseldorf und andere Städte des Rheinlandes Anschluß.

20/05. 03.

Preisstiftung für Freiballon-Zielfahrten. Die letzten Freiballonfahrten des Berliner Vereins für Luftschiffahrt haben gezeigt, daß die volle Ausnutzung des Ballons bei den jetzt so nahen Grenzen des Deutschen Reiches nur unter geschicktester Ausnutzung der Windrichtungen in den verschiedenen Höhen möglich ist, so daß bei sehr vielen Fahrten das Problem der Zielfahrt auftritt. Um bei den alten Ballonführern diese gerade im Berl. V. f. L. so hochgebrachte Kunst wieder neu zu beleben und die jüngeren Führer darin heranzubilden, und so die Dauer und Länge der Ballonfahrten zu vergrößern, haben die Herren Alfred Cassirer, Hermann Elias, Max Krause, Paul Meckel dem Berliner Verein für Luftschiffahrt einen Ehrenpreis im Werte von M. 1000 für eine Jahreszielfahrt 1921 zur Verfügung gestellt mit der Maßgabe, daß die Ausschreibung und die Besorgung des Ehrenpreises von der Führerversammlung übernommen wird. **20/06. 01.**

Die Luftpost Berlin—Essen/Ruhr (Gelsenkirchen) wird von der deutschen Luftreederei ab 15. November 1920 mit täglicher Verbindung aufgenommen.

Flugplan:

10.00 ab ↓	Berlin	↑ an	3.15
2.15 an	Essen	ab	11.00

Die Luftpost hat günstigen Eisenbahnanschluß an die wichtigsten Orte des rheinischen Industriebezirkes. Fahrpreis M. 500.

20/07. 01.

Die Flugpost Frankfurt—Lörrach mit Zwischenlandung in Mannheim und Karlsruhe ist vom 12. November ab von der Badischen Luftverkehrs-Gesellschaft, Oos (Baden) bei täglicher Verbindung eingerichtet worden.

7.45 ab ↓	Frankfurt	↑ an	1.45
10.30 an	Lörrach	ab	11.00

Zwischen Lörrach und Basel werden Postanschlußverbindungen eingerichtet. Briefe, Postkarten und Drucksachen nach der Schweiz und Italien sind als Flugpostsendungen zulässig. **20/08. 02.**

Amerika.

Betriebskosten des Luftverkehrs.

(Juni 1920)	New York — Washington		Cleveland — Omaha	
Benzin	Doll.	1725,24	Doll.	4006,85
Öle und Fette	»	282,41	»	515,57
Bureaupersonal und Wärter	»	1000,54	»	1814,05
Motorräder und Lastwagen	»	952,14	»	1223,90
Miete, Licht, Strom, Heizung, Fernsprecher, Wasser	»	324,40	»	300,34
Verschiedenes	»	498,68	»	2176,14
Mechaniker und Gehilfen	»	2754,11	»	6587,64
Führer	»	1155,41	»	2916,49
Reparaturen und Zubehörteile	»	5080,06	»	12868,11
Abschreibungen	»	893,03	»	1695,80
Leitendes Personal	»	669,60	»	2678,40
Gesamtkosten	»	15342,62	»	36783,38

Durchschnittskosten:

Gallonen Benzin	Doll.	6130,00	Doll.	14031,00
Gesamtflugzeit		182,22 h/min		357,10 h/min
Gesamt-km-Zahl		24267,00 km		45953,00 km
Zurückgelegte km je Gall.		4,02 »		3,20 »
Unkosten je h	Doll.	84,13	Doll.	102,96
Unkosten je km	»	0,63	»	0,80

(Eine amerikanische Gallone = 3,785 l)

(Aerial Age, Bd. 12 vom 20. 9. 20 u. 13. 9. 20.) v. K.

20/07. 26.

Drei neue Luftpostlinien. 1. Pittsburg—Columbus—Cincinnati—Indianopolis—St. Louis.

2. New York—Pittsburg—Fort Wayne—Chicago.
3. New York—Washington—Raleigh—Columbia.

Wegen ihrer Einrichtung hat die Lawson Airlinie Co. mit der Postverwaltung Verträge in Höhe von Doll. 685000 abgeschlossen:

Linie 1 . . . . Doll. 147000,
» 2 . . . . » 238000,
» 3 . . . . » 300000,

wonach sie jede Linie 306 mal im Jahr mit 680 kg Post hin- und zurückfliegen muß. Für private Rechnung können die Flugzeuge noch je 16 Reisende mitnehmen.

Eröffnung der ersten Linie November 20, der beiden anderen Frühjahr 21. (Automotive Industries, 16. 9. 1920.) Hu.

20/07. 27.

Der Luftverkehr Louisville—Cincinnati ist mit zwei Seeflugzeugen aufgenommen worden. (Automotive Industries, 26. 8. 1920.) Hu.

20/07. 30.

Belgien.

Eine Versuchsanstalt für Luftfahrt wurde durch Kgl. Verordnung geschaffen und der Leitung der belgischen Luftfahrt unterstellt. Direktor der Anstalt ist der Elektroingenieur, Flugzeugführer und Professor an der Universität Brüssel Amtard. (L'Air, Paris, Nr. 23, 20. 10. 1920.) Hu.

20/07. 20.

England.

Betriebsstoffpreise auf staatlichen Flugplätzen. (Bekanntmachung des Air Ministry Nr. 114.)

Von Zivilfliegern werden erhoben für

	je Gallone[1]		also je l
Benzin	4 sh.	4 1/2 d.	0,96 sh.[2])
Motorspiritus 1. Qual.	4 »	1/2 »	0,89 »
» 2. »	3 »	10 1/2 »	0,85 »

[1]) 1 brit. Gallone = 4,55 l.
[2]) 1 sh. zurzeit = rd. M. 14,5.



Seit der letzten bezüglichen Bekanntmachung des Air Ministry (Nr. 100, s. 20/03. 19) ist also eine Verbilligung um 3 d. je Gallone Benzin eingetreten. **20/06. 22.**

Einfuhrzoll auf Luftfahrzeuge. Indien erhebt für eingeführte Flugzeuge und Flugzeugmotoren eine Abgabe von 2½ vH des Wertes. (»Flight«, vom 21. 10. 20.) v. K. **20/07. 18.**

Frankreich.

Verordnung über den Luftverkehr ist vom Unterstaatssekretär für Luftfahrt und Luftverkehr auf Grund des Dekrets vom 8. Juli 1920 betreffend Regelung der Luftfahrt erlassen worden. (Journal Officiel de la République Française, 29. Aug. 1920.) **20/05. 05.**

Überfliegen von Ortschaften usw. Verfügung des Unterstaatssekretärs für Luftfahrt. Folgende Mindesthöhen sind einzuhalten:

über Städte von	für Flugzeuge mit 1 Motor	mehr als 1 Motor
10000—100000 Einw. . .	1000 m	500 m
mehr als 100000 Einw. .	2000 m	1000 m
über Menschenansammlg.	500 m	500 m

20/06. 10.

Preise für Rundflüge über Paris, den Schlachtfeldern, Loiretal usw., veranstaltet von der Farman-Gesellschaft, täglich Flugplatz Toussus le Noble: Vergnügungsflüge von Fr. 50 an für 1 Person, Rundflüge auf 80 PS-Flugzeugen 2,40 Fr./km je 1 Person, auf 130 PS-Flugzeugen 3,60 Fr./km je 1 Person, auf Großflugzeug »Goliath« bei wenigstens 10 Personen 1,50 Fr./km je 1 Person. (L'Aéronautique-Paris, 30. 9. 20.) Hu. **20/06. 13.**

Als Rekordleistung berichtet »l'Auto«: 1500 m Höhe mit 3300 kg Nutzlast erreichte am 28. 10 auf einem 4motorigen Blériotflugzeug der Flieger Casale mit seinem Rüster. Gesamtfluggewicht 8000 kg. Bisherige Höchstleistung war die eines Handley-Page mit 1500 kg. (l'Auto, Paris, 29. 10. 20.) Hu. **20/07. 07.**

Holland.

Zollerleichterungen für den Luftverkehr. Vom Auswärtigen Amt wird nachstehende Übersetzung der im Niederländischen »Staatscourant« bekanntgegebenen vorläufigen Regelung für die Zollabfertigung des bürgerlichen Luftverkehrs zur Kenntnisnahme mitgeteilt:

I. Auf dem Flugplatz Schiphol bei Amsterdam (für Landflugzeuge) und dem Flugplatz Schellingwoude bei Amsterdam (für Wasserflugzeuge), welche beiden Flugplätze für den bürgerlichen Luftverkehr mit Flugzeugen freigegeben sind, werden Zollerleichterungen gewährt werden für den planmäßigen Luftverkehr. Flugzeuge, deren Eintreffen nicht zeitig genug bekannt gegeben ist, werden nich gleich abgefertigt werden können.

II. Flugzeugen, welche vom Auslande auf einen der Militärflugplätze Soesterberg (für Landflugzeuge) und de Mok auf Texel (für Wasserflugzeuge) eintreffen, werden dort grundsätzlich keine Zollerleichterungen gewährt und nach Schiphol oder Schellingwoude verwiesen werden, es sei denn, daß für die Landung auf erstgenannten Flugplätzen vorher eine Erlaubnis erwirkt wäre, für welchen Fall der Kommandant dieser Plätze die in Frage kommende Zollbehörde zeitig benachrichtigen wird.

III. Die Flugplätze Gilse-Byen, Veere und Souburg sind dem bürgerlichen Luftverkehr nicht freigegeben.

IV. Auf dem Flugplatz de Kooy, der für den bürgerlichen, jedoch nicht für den internationalen Luftverkehr freigegeben ist, werden keine Zollerleichterungen gewährt. **20/08. 40.**

Italien.

Mailand—Turin—Bologna. Dreimal wöchentlicher Verkehr ist eingerichtet worden. Geplant sind Luftlinien Mailand—Rom—Brindisi—Athen. (L'Auto-Paris, 15. 10. 20.) Hu. **20/07. 24.**

Im Mailänder Wettbewerb für kleine Reiseflugzeuge — bei dem von acht angemeldeten Apparaten fünf sämtliche Bedingungen erfüllten — hat die »Nationale Luftliga« ihr Urteil gefällt. Preisträger: 1. Macchi-Doppeldecker; 2. Breda-Pensuti-Dreidecker; 3. Ricci-Dreidecker. Höhenpreis: ein Breda-Pensuti-Apparat mit 4200 m, Preis für schnellsten Start: ein Macchi-Apparat, Preis für Gleitflug: ein Macchi-Apparat mit 8′ 11″ von 1000 m Höhe, Preis für Wirtschaftlichkeit: ein Breda-Flugzeug bei einem Brennstoffverbrauch von 7,5 g/km (?!). (»l'Aéronautique«, Paris, Nr. 16, 30. 9. 20.) Hu. **20/04. 24.**

Schweden.

Subventionierung des schwedischen Luftpostdienstes. Nach einer Stockholmer Meldung gewährt die schwedische Regierung zur Unterstützung des Luftpostdienstes der Schwedischen Luftverkehrsgesellschaft für jeden Flug zwischen Malmö, Kopenhagen und Warnemünde eine Beihilfe von Kr 500. (»Flight«, Nr. 615, 7. 10. 20.) v. K. **20/08. 34.**

Schweiz.

Der erste Flug über den Mont-Blanc wurde am 5. 10. von dem Schweizer Piloten Pillichody, der zwei Passagiere an Bord hatte, ausgeführt. (L'Auto, Paris, 20. 10. 20.) Hu. **20/05. 08.**

Flugpost Bern—Marokko. Die Generaldirektion der schweizerischen Postverwaltung verhandelt nach einer Meldung der Republika mit der französischen Regierung über eine Vereinbarung, um Briefe aus der Schweiz nach Marokko über die Luftlinie Toulouse—Spanien—Rabat—Casablanca (s. 20/03. 04) zu senden. Ein Brief von Bern nach Marokko würde nur 2 Tage brauchen. Das Porto würde betragen: Briefe bis 20 g Fr. 1,25 + intern. Brieftaxe (25 Rp.), Briefe bis 100 g Fr. 2,50 + intern. Brieftaxe, Briefe bis 200 g Fr. 3,75 + intern. Brieftaxe, alles in französischer Währung gedacht. Ähnliche Verhandlungen schweben auch mit der Tschecho-Slowakei bezüglich Briefpost dorthin über die Luftlinie Straßburg—Prag. (Bündner Volkswacht, Chur, 21. 10. 20.) **20/07. 23.**

Prüfungsbedingungen für den Erwerb des schweizerischen »Fähigkeitsausweises für Sportflieger« vom 20. August 1920.

1. Praktische Prüfung.

a) Höhen- und Gleitflug: Stundenflug ohne Landung in mindestens 2000 m Höhe über dem Platz, anschließend Gleitflug und Landung auf dem Platz. Die Motoren sind hierbei in 1500 m über dem Platz abzustellen und dürfen nicht mehr benutzt werden. Das Flugzeug muß in höchstens 100 m Entfernung von einem von dem Prüfungsbeamten festgesetzten Punkte anhalten.

Die für den Aufstieg nötige Zeit darf in den Stundenflug nicht inbegriffen sein. Flugzeuge, deren Gipfelhöhe niedriger als 2000 m über dem Startplatz liegt und die auch sonst für die Durchführung des Höhenfluges nicht geeignet sind, werden nicht zugelassen.

b) Kunstflug: Flug in weniger als 200 m Höhe (über dem Boden bzw. über dem Wasser), in dem ohne Zwischenlandung und ohne Berührung des Bodens oder Wassers fünfmal eine Schleife in Form einer 8 um zwei 500 m voneinander entfernte Punkte beschrieben wird. Bei der Landung müssen die Motoren spätestens im Moment der Berührung definitiv abgestellt werden. Das Flugzeug muß in höchstens 50 m Entfernung von einem Punkte, den der Bewerber vorher selbst bestimmt hat, anhalten.

c) Außenlandungen: nur für Landflugzeuge.

2. Theoretische Prüfung.

a) Kenntnis der internationalen und schweizerischen Vorschriften über Regelung des Luftverkehrs.

b) Motorenkunde. (»La Suisse Aérienne«, Bern, Nr. 17, 10. 9. 20. S. 263.) Hu. **20/08. 32.**

Spanien.

Ausschreibung für die Luftpost Malaga—Melilla und Sevilla—Larache. Der spanische Generalpostdirektor hat den Betrieb dieser Luftpostlinien unter nachstehenden Bedingungen öffentlich ausgeschrieben:

a) Malaga — Melilla. 1. Der Unternehmer erhält eine staatliche Subvention bis zum Höchstbetrage von 5 Pes./km für die ausgeführten Flüge. 2. Der Unternehmer hat die Flughäfen Malaga und Melilla selbst zu unterhalten. 3. Der Staat kann die Inbetriebnahme von höchstens 6 Seeflugzeugen mit einer Durchschnittsgeschwindigkeit von mehr als 150 km/h und einem Fassungsvermögen von 300 kg Post fordern. Der Unternehmer muß über 50 bis 100 Motoren, Reservematerial und eine Fabrik oder Werkstatt verfügen. 4. Dauer des Vertrages: 4 Jahre.

b) Sevilla — Larache. Für diese Strecke gelten die gleichen Bedingungen, nur beträgt die staatliche Subvention hier 6 Pes./km und Flugplätze und Werkstätten werden auf Kosten des Staates unterhalten. Der Betrieb muß auf dieser Strecke mit Landflugzeugen erfolgen. (»El Sol« und »El Mundo«, Madrid, 22. 10. 20.) **20/07. 25.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Versuche mit Benzolspiritus- und Benzolspiritus-Methyläther-Ersatzbetriebstoffen wurden von der London General Omnibus Co. an gewöhnlichen Autobusmotoren (110 mm Bohrung, 140 mm Hub) auf dem Prüfstande wie im Verkehr durchgeführt. In beiden Fällen war bei Benzolspiritus eine Mischung zu gleichen Teilen am vorteilhaftesten. Bei 92 vH Benzol und 8 vH Spiritus brauchen am Benzinvergaser keine Änderungen vorgenommen zu werden. Das beste Gemisch (50 vH Benzol und 50 vH Spiritus) ergab bei 8,7 at Verdichtung auf dem Prüfstand und 11,3 at Verdichtung im Fahrbetriebe ausgezeichnete Leistungen. Die Auspuffgase zeigen sich frei von Kohlenoxyd mit einem geringen Überschuß an Sauerstoff. Mit steigendem Spiritusgehalt im Betriebstoff nimmt bei gleicher Verdichtung der thermische Wirkungsgrad zu; außerdem kann bei steigendem Spiritusgehalt die Verdichtung und damit auch der thermische Wirkungsgrad gesteigert werden. Bei den Fahrversuchen mit Benzolspiritus wies der Betriebstoffbehälter nach einem Monat Korrosionserscheinungen auf: Messing, Zink, Zinn und Aluminium werden von Benzolspiritus sehr stark angegriffen; Kupfer und Eisen leiden nur wenig, Blei gar nicht. Betriebstoffbehälter daher am besten aus verbleitem Eisenblech, Bleiüberzug zweckmäßig mit 20 vH Zinn legiert. Der Vergaser wird nur wenig mitgenommen und kann auch fernerhin aus Messing bestehen. Im Betriebe ergaben sich bei dem Ersatzstoff keine Anstände; Neigung zu Frühzündungen besteht nicht. Verwendung von wasserhaltigem Spiritus erschwert das Ankurbeln und gibt Störungen durch Kondensation des Wassers an Zündkerzen mit Glimmerisolation. Die Kostenersparnis gegenüber Benzin beträgt nach dem Heizwert 8 vH, in Wirklichkeit wohl erheblich mehr.

Versuche mit einem Brennstoff aus 65 vH vergälltem Alkohol (Spiritus), 30 vH Benzol und 5 vH Methyläther (spez. Gewicht 0,8265 bei 15,5° C) waren bei 900 U/min dem Benzin ein wenig überlegen; bei höherer Umlaufzahl war die Leistung schlechter. Der Brennstoffverbrauch ist etwas größer. Der Lauf ist einwandfrei, ebenso ergab die Auspuffanalyse Abwesenheit von Kohlenoxyd. Der thermische Wirkungsgrad ist höher als bei Benzinbetrieb. Ein nachteiliger Einfluß auf Kerzen und Ventile konnte nicht beobachtet werden. Die Versuche mit diesem Ersatzstoff sind noch nicht abgeschlossen. — G. J. Shave, Vortrag vor dem englischen Reichs-Brennstoffausschuß der Reichs-Motortransportkonferenz 1920 am 19. Okt. 1920, berichtet von The Electric Railway and Tramway Journal, Bd. 21, 22. Okt. 1920, S. 206/208 (4½ Sp., o. Abb., 3 Zahlentaf.). W. **20/07. 01.**

Fallschirm. Ein Doppelfallschirm (aus zwei gewöhnlichen Fallschirmen nebeneinander!) wurde von Sergeant A. Shoemaker erprobt. Dem Abspringenden wird auf Brust und Rücken je ein Riesenpaket mit einem Fallschirm aufgeschnallt. (Die Sicherheit des Absprunges verdoppelt sich dadurch!) — Scientific American, Bd. 73, 11. Sept. 1920, S. 251 (1 Sp., 2 Abb.). Hn. **20/06. 01.**

Flugerfahrung. Untersuchungen über geistige Leistungen beim Aufenthalt in verdünnter Luft. — Koschel, Vortrag auf der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 15. Oktober 1920 (Sonderbericht). W. **20/04. 01.**

Flugerfahrung. Technische Vorbereitung von Fernflügen. — S. Sarret (nach Erfahrungen französischer Militärflieger mit großen Fernflügen), L'Aéronautique, Bd. 1, 30. September 1920, S. 147/151 (9½ Sp., 4 Lichtb., 1 Skizze). W. **20/07. 03.**

Flugzeugbau. Beziehungen zwischen der Betriebssicherheit der Flugzeuge und der Bauart ihrer Kraftanlagen. — Rohrbach, Vortrag vor der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 15. Oktober 1920. (Sonderbericht.) Hn. **20/05. 02.**

Flugzeugbau. Verkehrsflugzeuge. — Ad. K. Rohrbach, Der Luftweg, Bd. 4, 21. Okt. 1920, S. 1/2 (2 Sp., o. Abb.). W. **20/06. 03.**

Flugzeugberechnung. Über die Wahl der Flächenbelastung mit besonderer Rücksicht auf den Landungsvorgang. — A. Pröll, ZFM, Bd. 11, 15. Okt. 1920, S. 277/281 (9 Sp., 5 Abb.). E. **20/05. 03.**

Flugzeugberechnung. Aus- und Anlauf von Flugzeugen. Durch Umformen der Bewegungsgleichung — Masse mal Verzögerung ist gleich Luft- plus Fahrwiderstand — läßt sich die Auslaufstrecke bei einer Schwanzlandung berechnen. Sie wird groß, wenn reziproke Gleitzahl und Geschwindigkeit hoch sind. Die Ergebnisse der Rechnung stimmen gut mit gemessenen Ausläufen überein.

Die Luftschraube verursacht, solange sie bei hoher Geschwindigkeit gedrosselt ist, eine Bremswirkung, die mit Hilfe der Modellmessungen von Durand (vgl. 20/02. 05, 20/02. 06 und 20/02. 07) berechnet werden kann (Beispiel). Breitblattschrauben bremsen stärker als schmalblättrige. Die Erhöhung der Drehzahl des gedrosselten Motors läßt sich auch mit Durands Modellversuchen errechnen (Beispiel).

Eine einfache Vorrichtung zum Abkürzen des Auslaufes besteht in drei Klappen am Rumpf, von denen beim Auslauf eine senkrecht nach unten und zwei seitlich gedreht werden. Ein englischer Modellversuch zeigte, daß solche Bremsflächen praktisch gleichen Widerstand wie senkrecht angeblasene Platten haben. Die Wirkung der Luftbremsen ist aber verschwindend klein. Mehr Erfolg hatte eine Vorrichtung, die beide Querruder senkrecht stellt, ohne ihre Funktion als solche wesentlich zu stören. Die Bremswirkung einer Umkehrschraube überschätzt man oft.

Beim Start ist Masse mal Beschleunigung gleich dem Schraubenzug vermindert um Fahr- und Luftwiderstand. — A. Klemin, Aeronautics, Bd. 18, 13. Mai 1920, S. 378/381 (8 Sp., 8 Abb., 2 Zahlentafeln). Hn. **20/05. 04.**

Flugzeugberechnung. Berechnung der Tragflächenholme. (Vgl. 1812, ZFM S. 102, auch 2013, ZFM S. 164/165.) — Julius Ratzersdorfer, ZFM, Bd. 11, 15. Okt. 1920, S. 281/283 (4 Sp., 4 Abbildungen).

Erwiderung. — H. Müller-Breslau, ebenda S. 283/286 (5 Sp., 7 Abb.). E. **20/06. 05.**

Flugzeugberechnung. Die Größenverhältnisse zwischen Modell und Flugzeug beeinflussen die aerodynamischen Beiwerte. Vergleichsversuche zwischen Modell und ausgeführten Flugzeugen zeigen, daß man von der Reynoldsschen Zahl nur den »Kennwert« (Prandtl), Länge mal Geschwindigkeit, zu berücksichtigen hat. Der Widerstand von Streben wächst abhängig von dem Kennwert.

Beim Entwurf kann man gleichbleibenden Kennwert voraussetzen. Beim Modellversuch muß man beachten, daß der Widerstandsbeiwert wegen des niedrigeren Kennwertes 2,5- bis 4mal so groß ist wie am ausgeführten Flugzeug. Bei Fahrgestellen und Rädern ist diese Abhängigkeit noch nicht beobachtet worden, wie bei Stromlinienkörpern, z. B. Luftschiffrümpfen.

Bei Tragflügeln vergrößern wachsende Kennwerte den Auftrieb im Bereich des gewöhnlichen Fluges nur wenig, der größte Auftriebsbeiwert nimmt jedoch stärker zu. Der Widerstand sinkt mit wachsendem Kennwert. Seine Kurve, abhängig vom Anstellwinkel, bleibt praktisch unverändert.

Vergleichsmessungen der Druckverteilung über den Tragflügel zeigten gute Übereinstimmung am Unterflügel und größeren Auftrieb an der Unterseite des Oberflügels. Gleitflüge mit stehender Luftschraube ergaben geringeren Widerstandsbeiwert; der Druckmittelpunkt liegt (nach zwei Versuchen) 3 vH der Flügeltiefe weiter vorne als am Modell.

Zusammenfassend: Bei Berechnungen auf Grund von Modellversuchen wird die Höchstgeschwindigkeit unterschätzt, die Mindestgeschwindigkeit überschätzt. — H. Glauert, Aircraft Engineering, Bd. 1, Mai 1920, S. 138/140 (7 Sp., 4 Schaub.). Hn. **20/07. 04.**

Flugzeugberechnung. Der Entwurf von Rudern mit besonderer Rücksicht auf die Querruder. (Fortsetzung von 20/06. 04.) Bei zunehmender Querrudertiefe wächst das Moment um die Flugzeuglängsachse nicht so schnell wie das um die Querruderachse. Untersucht wurden Querruder von 0,17, 0,22, 0,28 und 0,35 Flügeltiefe. Die beste Tiefe liegt zwischen 0,25 und 0,28 der Flügeltiefe.

Wenn das Querruder nicht bis an die äußere Flügelspitze reicht, sondern die letzte Rippe ganz durchgeführt ist, so sinkt die Wirkung um 20 vH.

Ein 12,5 mm breiter Schlitz zwischen Flügel und Querruder gibt am S.E. 5 bei großen Ausschlägen 40 vH geringeres Rudermoment.

Versuche an Höhenleitwerken mit Rudern von 0,4, 0,5 und 0,6 Gesamttiefe ergaben, daß das Rudermoment wenig geändert wird und das Verstellmoment mit der Rudertiefe wächst (282. und 254. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates). Die beste Höhenleitwerkform ist eine Flosse mit günstigem Seitenverhältnis und schma-



lem Ruder (409. und 641. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates). Für das Höhenruder scheinen 35 vH der Gesamttiefe am besten (409).

Nach Versuchen an Seitenrudern wächst bei Zug- und Druckschraubenflugzeugen das Moment und der Schwerpunkt, wenn das Ruder gleich 12 vH der Gesamtfläche des Seitenleitwerkes ist, mit dem Ausschlag auf das 2—3fache des mit geradem Ruder (391. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates). — H. B. Irving, Engineering, Bd. 60, 22. Okt. 1920, S. 257/258 (5 Sp., 6 Schaubilder). Hn. **20/07. 05.**

Flugzeugbeschreibung. Henry Potez VIII — Zweisitzer-Doppeldecker mit 50 PS-Potez-Motor und Doppelsteuerung (vgl. 1908, ZFM S. 149).

Spannweite oben	8,00 m
unten	6,83 »
Gesamtlänge	5,63 »
Rumpflänge	4,70 »
Schwerpunktsabstand vom Rumpfvorderteil	0,75 »
Gesamthöhe	2,45 »
Flügeltiefe	1,40 »
Flügelabstand	1,47 »
Rumpfbreite am Hauptspant	0,70 »
Höhe des Rumpfgerüstes desgl.	0,62 »
Höhe der Rumpfverschalung desgl.	0,40 »
Tragfläche	19,00 m^2
2 Querruder (Oberflügel)	1,85 »
Höhenflosse	1,45 »
Höhenruder	0,95 »
Kielflosse	0,65 »
Seitenruder	0,45 »
Leergewicht	220 kg
Nutzlast	160 »
Betriebstoffe (3 h)	40 »
Fluggewicht	420 »
Flächenbelastung	22 kg/m^2

— La Suisse Aérienne, Bd. 2, 10. September 1920, S. 256 (1 Sp., 1 Abb.). W. **20/04. 02.**

Flugzeugbeschreibung. SSW-LI-Dreimotoren-Großflugzeug, 1918 erbaut. — Flugsport, Bd. 12, 13. Oktober 1920, S. 477 bis 479 (2 S., 3 Lichtbild.). W. **20/04. 03.**

Flugzeugbeschreibung. Curtiss HA und R-4-L sind Postflugzeuge.

Bauart	H A	R-4-L
Gewicht bei Auslaufversuchen	1,83 t	1,90 t
Motorart	Curtiss K 12	Liberty — 12
Leistung	400 PS	400 PS
Flächengröße	45,0 m^2	46,3 m^2
Profil	Sloane	RAF 6
Einstellwinkel gegen Schraubenachse	0°	2,5°
Anstellwinkel bei Schwanzlandung	16°	14°
Auftriebsbeiwert bei Schwanzlandung	0,97	1,20
Geschwindigkeit bei Schwanzlandung	91 km/h	84 km/h
Flügelwiderstand	516 kg	205 kg
Schädlicher Widerstand	57 kg	62 kg
Reziproke Gleitzahl bei Schwanzlandung	3,15	7,15
Fahrwiderstand	199 kg	227 kg
Auslauf bei Schwanzlandung, gemessen	164 m	216 m
Auslauf bei Schwanzlandung, berechnet	170 m	228 m

Das Curtiss-HA-Flugzeug.

Geschwindigkeit, km/h	93	97	113	129	161	193	201
Anstellwinkel	16°	12,2°	7,5°	5,1°	2,6°	1,5°	1,0°
Flügelwiderstand, kg	516	329	139	112	113	133	139
Schädl. Widerstand, kg	57	57	73	95	148	222	230
Gesamtwiderstand, kg	573	386	212	207	261	355	369
Auftriebsbeiwert	0,97	0,89	0,65	0,50	0,82	0,22	0,20
Widerstandsbeiwert der Flügel	0,264	0,153	0,048	0,030	0,019	0,017	0,015
Beiwert d. schädlichen Widerstandes (bez. a. die tragende Fläche)	0,029	0,027	0,028	0,027	0,025	0,025	0,025
Widerstandsbeiwert des ganzen Flugzeuges	0,293	0,180	0,76	0,055	0,044	0,042	0,040
Reziproke Gleitzahl des ganzen Flugzeuges	3,31	4,94	0,55	9,10	7,27	5,24	5,00

— Diese Zahlentafeln hat die Curtissgesellschaft Herrn Klemin zu 20/05. 04 zur Verfügung gestellt. Aeronautics, Bd. 18, 13. Mai 20, S. 378/381 (8 Sp., 2 Zahlentafeln). Hn. **20/05. 06.**

Flugzeugbeschreibung. Das Gallaudet C-3-Verkehrsflugzeug mit 400 PS-Liberty-Motor ist ein gewöhnlicher zweistieliger Doppeldecker, der im Gesamtaufbau wie in Einzelteilen Anlehnung an den englischen DH-4-Doppeldecker (vgl. »Airco«, 1906, ZFM S. 149) zeigt. Der Bugkühler ist nicht gewölbt und hat viereckigen Querschnitt. Das Rumpfgittergerüst ist ganz mit Sperrholz bekleidet. Das Seitenruder ist entlastet; Querruder befinden sich an beiden Flügeln. Die Höhenflosse kann im Fluge um + 1½° verstellt werden. Die Sitze — für fünf Insassen — sind ungeschützt (kein geschlossenes Abteil!). Der Notbenzintank liegt im Baldachinteil des Oberflügels (32 l), der Hauptbehälter (520 l) unter den Sitzen im Führerraum. Zwei getrennte Benzinkreiselpumpen mit Windradantrieb.

Spannweite (oben und unten)	13,40 m
Flügeltiefe	2,13 »
Flügelabstand	1,83 »
Staffelung des Oberflügels nach vorn	0,18 »
Gesamtlänge	8,93 »
Höhe	3,12 »
V-Form der Flügel	1½°
Einstellwinkel	2°
Flügelprofil	A. F. 15
Tragfläche	44 m^2
Nutzlast	0,82 t
Fluggewicht	1,72 »
Flugweite	760 km
Gipfelhöhe	5,5 »
Höchstgeschwindigkeit	190 km/h
Landegeschwindigkeit	61—69 km/h

— Aerial Age Weekly, Bd. 11, 16. August 1920, S. 771 (3 Sp., 3 Lichtbild.). W. **20/05. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Die Flugzeuge vom Gordon-Bennett-Rennen 1920.

Der Nieuport-Rennzweidecker, Bauart »Vitesse« (vgl. 20/03. 12) ist mit dem 300 PS-Hispano-Suiza (8 Zylinder in 90° V-Stellung, Verdichtungsverhältnis 4,7), des Marinemusters ausgerüstet. Die Luftschraube wird ohne Getriebe vom Motor aus angetrieben. Zwischen den Schenkeln des Fahrgestelles befindet sich auf jeder Seite ein Lamblinkühler. Der Ölkühler liegt an der Unterseite des Rumpfvorderteiles. Luftschraube: Chauvière von 2,45 m Dmr und 2,80 m Steigung.

Spannweite	6,00 m
Länge	6,20 »
Tragfläche	13,00 m^2
Fluggewicht	870 kg
Flächenbelastung	67 kg/m^2
Leistungsbelastung	2,9 kg/PS

Das Siegerflugzeug von Sadi Lecointe hatte bei einem kleineren Oberflügel eine 12 m^2-Fläche und 74 kg/m^2 Flächenbelastung.

Die Spad-Herbemont-Flugzeuge, Bauart S-20 bis V, besitzen einen Torpedorumpf und ein Fahrgestell der Reihenbauart des Musters Jagdzweisitzer S-20 (vgl. 20/03. 06). Der Rumpf ist bis zum Oberflügel durchgeführt (Walfischbauart). Kopfstütze für den Flieger. Schnitt der Flügel bikonvex. Oberflügel zweiteilig; rd. 6 vH V-Form. Querruder nur im Unterflügel, nicht entlastet. Die Tragzelle zeigt auf jeder Seite einen I-Stiel und normale Verspannung. Von den sehr kleinen Rudern mußte das Seitenruder nachträglich vergrößert werden. Der ovale Bugkühler entspricht der üblichen Ausführung.

Motor (Hispano-Suiza)	300 PS
Spannweite	6,40 m
Länge	7,30 »
Tragfläche	15,0 m^2
Fluggewicht	1,05 t
Flächenbelastung	73 kg/m^2
Leistungsbelastung	3,5 kg/PS

Der Borel-Rennzweidecker besitzt den Rumpf des Militär-Ein- und Zweisitzers (vgl. 2723, ZFM S. 214/215). Die Flügel sind sehr schmal, so tief wie die Fahrgestellfläche. Der Stiel gabelt sich 0,40 m unter dem Oberflügel. Verspannung durch Profildrähte; die Befestigungsbeschläge liegen im Flügel. Ein Teil des Flügel; ragt außen über und gestattet eine Verkleinerung der Tragfläche, wenn sich eine Steigerung der Geschwindigkeit erforderlich zeigt. Querruder befinden sich nur im Unterdeck; ihre Fläche ist im Verhältnis zur Tragfläche sehr bedeutend. Die Kielflosse ist tief und klein, das Seitenruder groß (0,4 m breit und 0,8 m hoch).

Motor (Hispano-Suiza)	300 PS
Flügeltiefe	0,90 m
Tragfläche	13 m^2
Fluggewicht	880 kg
Flächenbelastung	67,8 kg/m^2
Leistungsbelastung	2,9 kg/PS

Der Martinsyde »Semi-Quaver«-Renndoppeldecker (vgl. 3201, ZFM S. 263) besitzt 6fache Sicherheit.

Der Dayton-Wright-Renneindecker (vgl. 3705, ZFM S. 291 und 20/01. 12) besitzt einen verspannungslosen, freitragenden Flügel, einziehbares Fahrgestell und veränderliches Flügelprofil. Der Rumpf ist schmal und hoch. Die Aussicht vom Sitz aus ist sehr schlecht; der Führer verschwindet ganz im Rumpf und hat durch die beiden seitlichen Fenster wenig Übersicht und keinen Ausblick nach vorn. Die Profilverstellung erfolgt gleichzeitig mit dem Einziehen des Fahrgestells durch Drehen einer Handkurbel, die vor dem Flieger auf dem Instrumentenbrett angebracht ist. Das Einziehen des Fahrgestells dauert wenigstens 15 s. Eine Gewindehülse, die auf einer von der Handkurbel aus betätigten Schnecke gleitet, zieht die Haupt-Druckstrebe des Fahrgestelles herauf. Die beiden Hilfsstreben folgen dieser Bewegung. Zwei Spalten im Rumpf gestatten den Durchgang der Streben. Die durch keine gemeinsame Achse verbundenen Räder legen sich dabei in zwei kreisförmige Öffnungen der Rumpfhaut. Die Federung erfolgt durch Gummiringe, die um Haken einer Gleithülse gelegt sind. Diese ist in einer Gabel gelagert, die am Kopf der Hauptdruckstrebe befestigt ist. Zum Verstellen der Flügelwölbung wird beim Einziehen des Fahrgestelles der Flügel flacher, beim Hinausstrecken wieder mehr gewölbt. Der Flügelvorderteil ist in etwa 0,25 m Tiefe drehbar am festen Flügelmittelteil angelenkt. Ebenso ist die geteilte Hinterkante, die außerdem noch als Querruder dient, ausgebildet. Der mittlere Teil der Hinterkante ist unbeweglich auf dem Rumpf gelagert. Einstellung der Flügelteile und Quersteuerung erfolgen durch eine Stangensteuerung, die unverkleidet oben auf der Flügel-Saugseite entlang läuft; die Endhebel der Steuerleitung liegen in einer Aluminiumverschalung, die auf dem Flügel angebracht ist. Diese ganze Steueranordnung scheint aerodynamisch recht ungünstig und ist offenbar nur auf die Eile, mit der das Flugzeug hergestellt wurde, zurückzuführen. Das Leitwerk ist, ebenso wie der Rumpf, gut durchgebildet. Das einteilige Höhenruder ist nicht entlastet und liegt hinter einer Höhenflosse. Das Seitenruder ist ausgeglichen. Die Kielflosse erwies sich als zu klein und wurde durch zwei Hilfsflächen an den Enden der Höhenflosse vergrößert. Für den Führersitz hätte sich ein Periskop empfohlen. Die Seitensteuerung wird durch zwei Pedale bewirkt. Das ganze Flugzeug ist eine Sperrholzkonstruktion. Der Flügel ist mit dreifach verleimtem Sperrholz bezogen und mit einem Aluminiumanstrich versehen. Die Versteifung erfolgt durch zahlreiche Holme. Die Flügeldicke von 14 cm ist der des Fokker D VIII (Schirmeindecker) gleich (nach l'Aéronautique, die überhaupt die gemeinsamen Merkmale mit Fok D VIII stark hervorhebt. D. Ber.). Der ovale Bugkühler ist rd. 1,05 m hoch und 0,45 m breit. Der 250 PS-Hall-Scott ist ein Sechszylinder-Reihenmotor und erinnert in gewissen Einzelheiten an deutsche Motoren, z. B. Mercedes und Selve. Die amerikanische Luftschraube, die sich offenbar verzogen hatte, mußte durch eine französische Lumière-Schraube ersetzt werden. Die Tragfläche scheint geringer als 10 m² zu sein, das Fluggewicht übersteigt 850 kg; demnach wäre die Flächenbelastung etwa 88 kg/m².

Spannweite	6,85 m
Länge	6,60 »

Der Verville-Renndoppeldecker der amerikanischen Armee besitzt auf jeder Flügelseite einen I-Stiel und normale Verspannung. Der hohe Torpedorumpf aus Sperrholz trägt vorn den vollkommen verkleideten 600 PS-Packard-Zwölfzylindermotor. Die Dauerleistung des Motors ist 540 PS, sein Gewicht 422 kg (0,780 kg/PS). Ruder nicht entlastet und hinter Leitflossen.

Spannweite	8,10 m
Tragfläche	21,50 m²
Fluggewicht	1,45 t
Flächenbelastung	67 kg/m²
Leistungsbelastung	2,7 kg/PS.

— L'Aéronautique, Bd. 1, 30. September 1920, S. 140/143 (7½ Sp., 7 Abb., 5 Skizzen); auch The Aeroplane, Bd. 19, 6. Oktober 1920; S. 607/626 (10½ Sp., 10 Abb.) und Flugsport, Bd. 12, 13. Oktober 1920, S. 471/473 (1 S., 11 Abb.). W. **20/06. 06.**

Flugzeugbeschreibung. Das Mises-Zweimotoren-Großflugzeug des österreichischen Fliegerarsenals (Frühjahr 1916) ist ein Doppeldecker mit zwei 300 PS-Zwölfzylinder-Austro-Daimler-Motoren zentral im Rumpf, die mittels Kegelradauslegergetriebe zwei Zug- und zwei Druckschrauben antreiben. Die Flügelzelle ist dreistielig. Querruder nur am Oberflügel. Im Unterflügel unter dem Rumpf und seitwärts weite Ausschnitte für die Luftschrauben. Der hintere M.-G.-Stand gestattet ein Feuern nach unten. Kastenleitwerk mit zwei Kiel- und einer Höhenflosse und mit entlasteten Doppelrudern. »Das Flugzeug ist von einem Wissenschaftler von großem Ruf entworfen, aber, wie die meisten Maschinen ähnlichen Ursprunges (?!), eine Fehlkonstruktion.« — Erik Hildesheim, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 29. Sept. 1920, S. 591/592 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **20/06. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Der AEG-Jagdeinsitzer von 1917 (AEG D I). — Erik Hildesheim, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 29. Sept. 1920, S. 592 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **20/06. 08.**

Flugzeugbeschreibung. Der Zweidecker von Levavasseur und Gastambide mit veränderlicher Flügelfläche und Profilform hat vor einer Militärkommission seine Bedingungen erfüllt und einen Geschwindigkeitsbereich von 60—200 km/h nachgewiesen. Motor 250 PS. Die Fläche kann im Fluge von 30 m² auf 50 m² vergrößert werden (Verstellung dauert 1 min). Das obere Tragdeck besteht aus drei Flügeln, von denen einer unbeweglich ist. Der eine der beweglichen Flügel wird nach vorn verschoben, der andere nach rückwärts. Die Hauptschwierigkeit besteht in der Festlegung des Druckmittels. Man gibt deshalb den beiden beweglichen Flügeln eine ungleiche Verstellung. Der nach rückwärts bewegte Teil gestattet gleichzeitiges Verstellen der Flügelwölbung. (Vorausgesetzt, daß die angegebenen Zahlen zutreffen, so muß die Profiländerung einen bedeutenderen Teil am Geschwindigkeitsunterschied haben, als die Vergrößerung der Tragfläche. Bei 60 km/h Geschwindigkeit entspricht eine Verkleinerung der Tragfläche von 50 auf 30 m² einer Zunahme auf nur rd. 78 km/h; bei 200 km/h setzt die entsprechende Vergrößerung der Tragfläche (um ⅔) die Geschwindigkeit nur auf rd. 158 km/h herab, wenn Gewicht, Auftriebsbeiwert, Luftdichte und Motorleistung ungeändert bleiben. D. Ber.). — C.-P. Bersen, L'Intransigeant, Bd. 41, 24. Okt. 1920, S. 1 (½ Sp., o. Abb.). W. **20/07. 06.**

Flugzeugbeschreibung. Der Curtiss-Cox-Eindecker für das Gordon-Bennett-Rennen (vgl. auch 20/06. 06) ist ein verspannungsloser Eindecker mit Torpedorumpf. Der Flügel ist auf jeder Seite gegen die Radachse durch eine schräg nach außen stehende, breite Strebe, die sich etwa 50 cm unterhalb des Flügels gabelt, abgestützt und liegt mit seinem mittleren Teil auf der Rumpfoberseite auf. Der 400 PS-Curtiss-Motor ist ganz verkleidet. Die sehr kleine, breite Luftschraube besitzt einen ringförmigen Mittelteil und eine Haube. Der Führersitz liegt sehr weit hinten und in einem offenen Rumpfausschnitt. Das Leitwerk zeigt ungeschickte Formen und nicht entlastete Ruder. Die Steuerung des Flugzeuges scheint nicht leicht zu sein. Der Querschnitt des dicken Flügels ist gegen die Wurzel linsenförmig und verflacht sich nach außen. Auf jeder Rumpfseite sind in der Gegend der Rumpfmitte große Kühler mit wagrechten Lamellen angeordnet. (Das ganze Flugzeug macht einen unfertigen Eindruck. D. Ber.). — L'Aéronautique, Bd. 1, 30. September 1920, S. 167 (½ Sp.); auch Flugsport, Bd. 12, 12. Oktober 1920, S. 472 (1 Abb.). W. **20/07. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Der Pfalz-Jagddreidecker Dr. I von 1917. — Erik Hildesheim, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 29. Sept. 1920, S. 590 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **20/07. 08.**

Flugzeugbeschreibung. Der Haefeli-D.H. 5-Doppeldecker ist ein schweizerischer Militärzweisitzer (etwa unserer Cl-Klasse entsprechend und mit deutlicher Anlehnung an deutsche Vorbilder. D. Ber.). Achtzylinder-V-Motor. Ebener Bugkühler. Flügelzelle normal einstielig mit Verspannung. Mittelteil des Oberflügels durch N-Streben mit den oberen Rumpfholmen verbunden. Sichtausschnitt im Oberflügel. Sitze dicht hintereinander; Begleiter hinter dem Führer im M.-G.-Drehkranz. Normalfahrgestell. Vierkantiger Sperrholzrumpf mit Höhen- und Kielflosse. Ruder nicht entlastet; Querruder nur im Oberflügel. — L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Sept. 1920, S. 276 (1 Lichtb. o. Text). W. **20/07. 09.**

Flugzeugbeschreibung. Der Sporteindecker, Muster S I, der holländischen Flugzeugwerke Carley. — K. J., Illustrierte Flugwelt, Bd. 2, 13. Oktober 1920, S. 522/523 (4 Sp., 1 Lichtbild, 1 Tafel mit Abmessungen). W. **20/07. 10.**

Flugzeugbeschreibung. Der Macchi-Doppeldecker M. 15 mit 300 PS-Fiat ist ein Jagdzweisitzer mit Quer-V-Verstielung, nicht mehr an die Front gekommen. Rumpf hoch und schmal bei viereckigem Querschnitt. Bugkühler. Fahrgestell vollständig verkleidet. Bewaffnung: ein starres, zwei bewegliche M.-G., von denen eines unter dem Rumpf nach hinten feuern kann. Geschwindigkeit angeblich 200 km/h. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 29. Sept. 1920, S. 586 (1 Lichtbild m. Text). W. **20/07. 11.**

Flugzeugbeschreibung. Das de Pischoff-Kleinflugzeug mit 16 PS-Zweizyl.-Clerget (vgl. 20/01. 17, dort unzutreffend als »Bischoff«-Kleinflugzeug bezeichnet). — Lémonon, L'Aérophile, Bd. 28, 1.—15. Sept. 1920, S. 266/268 (5½ Sp., 2 Lichtb.); auch Flugsport, Bd. 12, 13. Okt. 1920, S. 488 (1 Lichtb. mit Text). W. **20/07. 12.**

Flugzeugbeschreibung. Supermarine-Wasserlandflugzeug vom Air Ministry-Wettbewerb (vgl. 20/03. 05).

Motor (Rolls-Royce)	360 PS
Flügeltiefe	1,98 m
Tiefe des Höhenleitwerks	1,83 »
Breite des Höhenleitwerks	5,48 »
Einstellwinkel des Oberflügels . . .	4°
V-Form im Oberflügel	2°
V-Form im Unterflügel	4°.

Höhenflosse auf der Oberseite eben, unten ausgewölbt. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 29. Sept. 1920, S. 586 (½ Sp., 3 Zeichn.). W. **20/07. 13.**

Flugzeugfestigkeit. Prüfung von Fokker-Flugzeugfahrgestellen (von der Auslieferung nach dem Waffenstillstand) in McCook Field. Sie bestehen aus nahtlosen Stahlrohren, in deren oberes Ende eine Kugel eingeschweißt ist, deren unteres Ende mit dem kastenförmigen Träger der Stahlabfederung verschweißt ist. An letzteren ist die Achsführung aus Aluminiumlegierung genietet. Die tragflügelartige Achsverkleidung nimmt etwa 4 vH des Auftriebs auf. Das ganze Fahrgestell wiegt 50 kg. Bei Entlastung ging die Achse sofort in ihre gewöhnliche Lage, im Gegensatz zu den nachwirkenden Gummischnüren. Die stählernen Schraubenfedern scheinen nicht so befriedigend. Die Festigkeit ist trotz des geringen Mehrgewichts (gerade so schwer wie die »Dienstbauart D« und 5 kg schwerer als beim Curtiss-Kirkwall-Doppeldecker) besser als beim Durchschnitt ähnlicher Bauarten. — Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1319 (½ Sp., o. Abb.). E. **20/06. 09.**

Flugzeugteile. Feuerfeste Postsäcke aus Asbesttuch, Gewicht 1,2 kg/m², benutzt die amerikanische Postverwaltung, nachdem eine Reihe von Postsendungen durch Feuer bei Brüchen verloren gegangen ist. Die Säcke werden mit Kupfernieten und dünnen Stahlrippen hergestellt. Bei Versuchen waren Briefe nach 20 min Brand noch brauchbar. — Scientific American, Bd. 73, 18. Sept. 1920, S. 279 (1 Sp., 1 Abb.). Hn. **20/05. 10.**

Funktelegraphie. Die neuesten Fortschritte der drahtlosen Telegraphie und Telephonie. — Solff, Vortrag vor der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 14. Okt. 1920 (Sonderbericht). Hn. **20/04. 04.**

Hubschrauber. Beobachtungen an Hubschrauben. Die Resultierende aus Auftrieb und Widerstand am Schraubenflügelelement wird in Komponenten parallel und senkrecht zur Flugrichtung zerlegt. Daraus folgen Dreh- und Zugkraft. Durch Vereinfachung und Vernachlässigung findet man: die Leistung, die zur Aufrechterhaltung der Umdrehung nötig ist, minus der Hubleistung ist gleich Auftriebsbeiwert mal Umfangsgeschwindigkeit mal Gleitzahl. Wenn man annimmt, daß wegen der geringen Änderungen des Fortschrittsgrades überall der Anstellwinkel der besten Gleitzahl herrscht, so zerfällt die gesamte Motorleistung in Auftrieb mal Hubgeschwindigkeit und Leistung zur Überwindung des Drehwiderstandes. Einsetzen in die Breguetsche Formel gibt die zum Steigen nötige Leistung oder, wenn diese gegeben, die Steiggeschwindigkeit. Bleibt der Motor stehen, so ist Fallgeschwindigkeit mal Gewicht gleich der zur Drehung der Blätter notwendigen Leistung. Die leerlaufende Schraube ergibt beinahe den 1,94fachen Widerstand, wie eine kreisrunde Fläche vom gleichen Durchmesser senkrecht zur Fallrichtung. Daraus läßt sich der für eine gewünschte Sinkgeschwindigkeit nötige Durchmesser bestimmen. — M. Lamé, l'Aérophile, Bd. 28, 1. bis 15. Sept. 1920, S. 269/270 (3⅓ Sp., o. Abb.). Hn. **20/06. 11.**

Lichtbildwesen. Die Photographie aus der Luft bietet auch im Frieden ein wichtiges Anwendungsgebiet des Flugzeuges. Die Flughöhe muß mit Rücksicht auf die Einzelheiten des Geländes gering sein. In einer Höhe von 2 km gibt z. B. eine 25 cm-Bildkammer Geländestücke von 1,0 × 1,4 km mit 7700facher Verkleinerung wieder. Bei 0,50 m Brennweite (Maßstab 1 : 4000) sind für einen Bereich von 7000 km² mindestens 40000 Aufnahmen erforderlich, bei 1,20 m Brennweite noch 16000.

Die Bildkammerachse muß genau nach unten gerichtet sein. Einzelaufnahmen dürfen sich nicht zu stark überdecken.

Während des Krieges wurden, bei Plattengrößen von 13 × 18 oder 18 × 24 cm, nicht die Teleobjektive, sondern die Kammern mit langen Brennweiten entwickelt, da Fernbildlinsen für die Beleuchtungszeiten von 1/200 — 1/700 s nicht lichtstark genug waren. (Beschreibung der deutschen Bildkammern von 0,25, 0,50, 0,70 und 1,20 m Brennweite).

Von den Handkammern ist man im Kriege bald zu eingebauten Lichtbildkammern übergegangen. Kammern, bei denen der Plattenwechsel sich selbsttätig vollzog, bedeuteten eine ungemeine Erleichterung bei der Geländeaufnahme. Derartige Kammern sind in Frankreich vor allem für Bild-Einsitzer verwendet worden; der Plattenwechselhebel wurde am Steuerknüppel angeordnet. Deutsche Arbeits-Einsitzer dieser Art sind nicht bekannt geworden. Von den halbselbsttätigen Bildkammern ging man dann zu vollkommen automatischen über. Diese waren zur Aufnahme großer Geländestrecken bestimmt und belichteten lange Filmstreifen fortlaufend. Die Reihenbildner (Chronophotographiques) sind besonders in Deutschland entwickelt worden. Die ersten Ausführungen besaßen noch Uhrwerkantrieb, der sich jedoch als zu schwer und zu wenig dauerhaft erwies. Man verwendete dann zum Antrieb kleine Windflügel. Gegen Kriegsende benutzte man auf den deutschen Rubild-Flugzeugen den unmittelbaren Generatorantrieb vom Flugmotor aus. (Eingehende Beschreibung des deutschen Reihenbildners.)

Für die Verwendung des Reihenbildners zu Geländeaufnahmen ergeben sich Schwierigkeiten daraus, daß die Aufnahmegeschwindigkeit in einem bestimmten Verhältnis zur Flughöhe stehen muß; deren Kenntnis ist daher wesentlich. Die zeitlichen Zwischenräume zwischen zwei Aufnahmen lassen sich bei der deutschen Ausführung durch einen Aufnahmewähler in 6 Stufen regeln. Wichtig ist ferner das Zielfernrohr von Goerz (ausführliche Beschreibung dieses Gerätes) und der Flugwegkorrektor. Das gegenwärtige französische Lichtbildgerät ist für die Landesaufnahme vollkommen ungenügend. Von einer Verschmelzung der französischen und der deutschen Bauart könnte man sich erhebliche Vorteile versprechen (ein wohl kaum beabsichtigtes Eingeständnis der Überlegenheit des deutschen Lichtbildgerätes! D. Ber.). Hoffentlich werden die unter den Waffenstillstandsbedingungen ausgelieferten prächtigen Objektive von Zeiß und Goerz sorgfältig zurückbehalten, was leider mit dem anderen Zubehör der ausgelieferten feindlichen Flugzeuge nicht der Fall war. — Jean-Abel Lefranc, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Juli und 1./15. August 1920, S. 204/208 und 230/235 (19 Sp., 6 Skizzen, 14 Lichtbilder deutscher Geräte, 2 Zahlentaf.). E., W. **20/05. 08.**

Luftschiffbeschreibung. Das amerikanische Marineluftschiff D I ist das letzte und größte Luftschiff der amerikanischen Luftstreitkräfte. Es ist 60,8 m lang, besitzt eine Höchstgeschwindigkeit von 88 km/h, einen Fahrtbereich von 1500 km und kann 200 h in der Luft bleiben. Ausrüstung mit Funktelegraphie, Maschinenkanonen, Bombenabwurfvorrichtungen. Für die Besatzung von sechs Mann ist Schlafgelegenheit vorgesehen. — Aeronautics, Bd. 19, 12. August 1920, S. 132, (1½ Sp., 1 Lichtbild). W. **20/05. 10.**

Luftschiffbeschreibung. Das neue halbstarre Luftschiff »Roma« von Usuelli ist unter Mitarbeit von Prassone, de Nobile und Oberst Crocco gebaut worden. Die gegenwärtige Kabine bietet Raum für 25 Reisende und ist zusammen mit dem Mannschaftsraum im Versteifungskiel untergebracht. Dessen Gitterwerk läuft, außen an der Hülle anliegend, von der Spitze bis zum Heck, hat dreieckigen Querschnitt mit Unterteilungen und ist vollständig mit Stoff bekleidet. Der Ballon besitzt Stromliniengestalt mit stumpf abgerundetem Hinterteil, hat 6 Gaszellen und 6 Ballonette. Die drei Paar Maschinengondeln mit je einem 400 PS-12-Zyl.-V-Ansaldo zu beiden Seiten des Kieles. Die Luftschraubenachsen der beiden vorderen Maschinengondelpaare sind um 12° bzw. 10° aufwärts geneigt, um die gegenseitige Beeinflussung der Luftschrauben zu vermeiden. Das Mehrdecker-Leitwerk liegt am hinteren Kielende. Zu beiden Seiten und oberhalb des Hecks einfache Flossen.

Gesamtlänge	124,5 m
Durchmesser	25,0 »
Höhe	27,5 »
Gasraum	33500 m³
Vollgewicht.	37,5 t
Nutzauftrieb	19,25 »
Höchstgeschwindigkeit. . . . rd.	130 km/h
Durchschnittsgeschwindigkeit . . .	90 »
Kraftanlage	6 × 400 PS.

— Flight, Bd. 12, 30. Sept. 1920, S. 1044/1045 (2 Sp., 4 Abb.). W. **20/06. 13.**

Luftschiffbeschreibung. Ein Verkehrsluftschiff mit 180000 m³ Gasinhalt wird in Belgien für den Verkehr Brüssel—New York geplant. 200 Reisende. Länge 310 m, 30 m Dmr. Halbstarre Bauart. Ein Kiel bildet das Rückgrat, daran 5 Maschinengondeln und Riesensalons. In jeder Gondel eine Einrichtung zum Aufblasen des Ballonetts. Im ganzen 15 Libertymotoren mit insgesamt 6000 PS. 185 km/h Höchstgeschwindigkeit. Brennstoffaufnahme für 90 h. (Es ist noch nicht im Bau! D. Ber.) — Automotive Industries, Bd. 42, 16. Sept. 1920, S. 594 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **20/07. 18.**

Luftschiffbeschreibung. Die Entwicklung der deutschen M- und Prall-Luftschiffe. — Koreuber, Der Luftweg, Bd. 4, 7. u.

21. Okt. 1920, S. 5/9 und 4/7 (14 Sp., 11 Lichtb., 2 Zeichn., 2 Zahlentafeln) bzw. Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 13. u. 27. Okt. 1920, S. 526/529, 546/550 (16 Sp., 16 Lichtb., 1 Übersichtstaf.). W. **20/07. 19.**

Luftschiffbeschreibung. Das Schütte-Lanz-Luftschiff — vgl. ZFM Nr. 20, S. 305, Nr. 3516 — hat nicht eine Tragfähigkeit von 27,5 t, sondern von 37,5 t.

Luftschrauben. Französische Verstellschrauben. Bei der ersten Verstellschraube in Frankreich (Chauvière 1913) wurde die Steigung mit Kegelrädern geändert. Bei der Verstellschraube von Clément-Bayard sind die Blätter durch Metallstiele an der Nabe befestigt. Jeder Stiel hat ein Kegelrad, das in ein mit der Motorwelle gleichachsiges Kegelrad eingreift. Die Welle dieses Rades geht durch den hohlen Luftschraubenzapfen und wird mit einem sehr steilen Gewinde verstellt. Die Schraube der italienischen Luftschiffe hat 4 Metallflügel mit zylindrischen Enden an der Nabe. Außen auf jedem Zylinder ist ein Hebel angeschlossen, der durch ein achsrecht (mittels Laufring in Kugellagern, Zahnkranz und Rad, verschiebbares Kreuz bewegt wird. Die Verstellschraube von Levasseur hat Holzflügel (5 Lagen) in runden Stahlschuhen. — M. L., L'Aéronautique, Bd. 2, 30. Sept. 1920, S. 170/172 (4½ Sp., 5 Abb.). Hn. **20/06. 14.**

Materialkunde. Die Beziehungen zwischen Stoß und Ermüdung. Ein bestimmtes Material prüft man auf Ermüdbarkeit mit Hilfe des Wöhlerversuches: man lagert es als Rohr freitragend mit einer Endlast und dreht es, so daß in jeder Faser Zug und Druck dauernd wechseln. Das Ergebnis eines solchen Versuches kann erst, wenn er für verschieden große Wechselkräfte ausgeführt ist, zum Vergleich beliebiger Materialien dienen. Die Abnahme der Festigkeit, abhängig von der Zahl der Kraftwechsel, gibt eine Parabel, die man durch drei Punkte festlegen kann. Die Ermüdung entsteht durch ein Gleiten der einzelnen Teile aufeinander, bei dem der Zusammenhang einzelner Kristalle verloren geht. Dadurch wird die Zugfestigkeit nicht bei ruhender, wohl aber bei wechselnder Last beeinträchtigt. Will man das von vornherein vermeiden, so darf man das Material nur bis zur Streckgrenze beanspruchen. Diese kann aber durch Zerreißversuch nicht genügend genau ermittelt werden, da stets einige Kristalle so liegen, daß sie sich früher lösen und dadurch eine Mehrbeanspruchung der Nachbarschaft herbeiführen, sondern nur durch den Wöhlerversuch.

Beim Entwurf berücksichtigt man diese Erscheinungen durch stärkere Bemessung. Der Wöhlerversuch versagt bei Phosphorstählen. Um plötzlichen Schlägen zu widerstehen, ist zähes Material mit niedriger Elastizitätsgrenze nötig. Die Stoßprüfmaschine von Stanton ergibt bei niedriger Belastung eine Parabel wie der Wöhlerversuch, bei großen Kräften wesentlich anderes. — W. Rosenhain, Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1293/1296 (6 Sp., 2 Schaubilder). Hn. **20/05. 11.**

Materialkunde. Helium im Britischen Reiche. Die Ermittlungen über das Vorkommen von Helium setzten in England bereits 1915 ein. Es kommt in verschiedenen Teilen von Kanada, in Neuseeland, bei Bath und bei Heathfield in Sussex vor. Besondere Schwierigkeiten bereitete die Reinigung des Naturgases, insbesondere von den schwereren Kohlenwasserstoffen. Die Reinigungseinrichtungen wurden von der L'Air Liquide Co. geliefert. Im Februar 1918 gelang es, nach einmaligem Hindurchströmen durch den Reinigungsturm ein Gas mit 87 vH Helium mit Verunreinigung durch Stickstoff und wenig Methan zu erhalten. Die Vereinigten Staaten haben nach ihrer Kriegserklärung auch auf diesem Gebiete mit England zusammengearbeitet. Bei London sollte eine große Versuchsanstalt für Helium eingerichtet werden. Versuche wurden angestellt über die Entflammbarkeit von Helium-Wasserstoff-Gemischen, über die Anwendbarkeit für gasgefüllte Glühlampen und Bogenlampen, über die Durchlässigkeit von Ballonstoffen für Wasserstoff und Helium, über die Absorptionsverfahren zum Reinigen des Gases mittels Holzkohle, über die Verwendung für hohe elektrische Widerstände und über die Verflüssigung von Helium. — Aus einem Bericht des kanadischen Berg-Amtes, Aeronautics, Bd. 19, 5. August 1920, S. 117 (1½ Sp., o. Abb.). W. **20/06. 15.**

Materialkunde. Einfluß der Temperatur auf die Eigenschaften der Metalle. Eine Aluminiumlegierung mit 13 vH Zink und 3 vH Kupfer hat bei gewöhnlicher Temperatur gute Eigenschaften, bei 300° C ist sie unbrauchbar. In elektrischen Öfen wurden Metalle bis 900° C erhitzt und auf Zugfestigkeit sowie bis 500° C auf Härte untersucht. Die Streckgrenze ist fast nirgends genau festzustellen. Der Einfluß der Temperatur auf das Elastizitätsmaß ist sehr groß. Aluminium-Kupfer-Nickellegierungen behalten ihre Härte bis zu 450° C, gewöhnliche Aluminium-Kupferlegierungen nur bis zu 250° C. Kupfer, Mangan, Nickel und Magnesium vergrößern die Festigkeit von Aluminium oberhalb 150° C. — Aussprache: Jenkin: Hohe Temperaturen vermindern im allgemeinen die Festigkeit um 50 vH. Hudson Beare: Die Durchführung der Versuche machte die größten Schwierigkeiten. — Nach einem Vortrage von Lea, The Metal Industry, Bd. 17, 3. Sept. 1920, S. 186 (1¾ Sp., o. Abb.). Hn. **20/06. 16.**

Materialkunde. Neues Lötmittel für Aluminium. Viele Lötmittel greifen die Metalle durch ihre elektronegativen Bestandteile an. Das vermeidet der »Alles-Löter« (All-solder). Er wird bei 220 bis 280° C angewendet, schafft an der Lötstelle eine dauerhafte Legierung, vermindert die Oxydation, ist jedoch hygroskopisch. — The Metal Industry, Bd. 17, 3. Sept. 1920, S. 192 (⅓ Sp., o. Abb.). Hn. **20/06. 17.**

Materialkunde. Die Nichteisenmetalle im Motor- und Flugzeugbau werden eingeteilt in solche, die hohen Schmelzpunkt haben (z. B. Platten für Kontakte und Zündkerzen), solche, die entweder leicht sein oder die Reibung vermindern sollen und solche, die nur durch geringe Kräfte beansprucht werden. Die letzten Fortschritte in der Gießtechnik haben den Aluminiumguß verbilligt und seine Bearbeitung vereinfacht. Oft benutzt man Legierungen an Stelle hochwertiger Metalle, weil die Abmessungen der letzteren sonst zu klein werden. Die Aluminiumlegierungen verhalten sich Seewasser gegenüber verschieden; einige werden stark angegriffen, andere halten sich besser als Messing und sind leichter und vorteilhafter als verzinktes Eisen. Einzelne Legierungen sind weniger fest, aber durch ihre Wärmeleitfähigkeit (Aluminiumkolben) wertvoll. Die jetzt für Kurbel- und Getriebekästen meist gebrauchten Legierungen haben 2 bis 3 vH Kupfer, 10 bis 15 vH Zink, der Rest ist Aluminium. Zink vergrößert die Festigkeit und verbilligt die Legierung, ändert aber das Gewicht. Der Kupfergehalt soll 2 vH nicht übersteigen, die Gießtemperatur möglichst niedrig sein. Die größere Zahl Gieß- und Steigtrichter macht sich durch größere Haltbarkeit bezahlt. Aluminiumkolben müssen hitzebeständig, gut wärmeleitfähig, zäh und nicht spröde sein, geringen Temperaturkoeffizienten haben, sich wenig abnutzen, sowie leicht gieß- und bearbeitbar sein. Handelsüblich reines Aluminium genügt den Anforderungen in bezug auf Widerstandsfähigkeit gegen Hitze, Wärmeleitvermögen, leichtes Gießen, ist jedoch bei der Gebrauchstemperatur nicht fest genug. Die Zinkserie hat zu niedrige Schmelzpunkte. Reine Aluminium-Kupferlegierungen mit 10 bis 12 vH Kupfer haben bis auf wenige Ausnahmen befriedigt. Zahlreiche Legierungen aus mehreren Bestandteilen haben sich gut eingeführt. Ein Zusatz von 1 vH Mangan vergrößert die Festigkeit bei hoher Temperatur, vermindert aber die Leitfähigkeit. Kipling hat an Kolben die besten Erfahrungen mit 12 vH-Kupfer gemacht; dabei wurde eine eiserne Form mit Sandkern verwendet. Je niedriger die Gießtemperatur, um so besser hält sich der Kolben. Beim Arbeitshub kommt, trotz aller gegenteiliger Meinungen, der Kolbenboden dem Schmelzpunkt nahe und wird nur durch die Kühlung des Spritzöls gerettet. Eine Legierung mit 3 bis 4 vH Nickel, 1 vH Mangan und 0,5 vH Magnesium machte beim Gießen Schwierigkeiten, war aber gegen hohe Temperaturen bedeutend widerstandsfähiger. — H. Spencer Kipling, The Metal Industry, Bd. 17, 27. Aug. und 3. Sept. 1920, S. 164 u. 183 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **20/06. 18.**

Materialkunde. Ein neues amerikanisches Leichtmetall, Dow-Metall, besteht aus mehr als 90 vH metallischem Magnesium, soll (spez. Gewicht 1,79) viermal so leicht wie Gußeisen und bereits mit Erfolg für Motorkolben verwendet worden sein. Es wird, ähnlich wie Elektron, elektrolytisch gewonnen. — Nach Iron Age, Vossische Zeitung, 15. Okt. 1920 (Ausschnitt). W. **20/07. 20.**

Meßgeräte. Neuzeitliche Bordgeräte zur Flugorientierung. — Drexler, Vortrag vor der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 14. Okt. 1920 (Sonderbericht). Hn. **20/04. 07.**

Meßgeräte. Ein neuer Luftgeschwindigkeitsmesser der Firma Siemens & Halske besteht im wesentlichen aus zwei Drähten, die im Luftstrom hintereinander zickzackförmig ausgespannt sind und durch einen Strom geheizt werden. Durch die Strömung wird der vordere Draht mehr abgekühlt; die Verschiedenheit des elektrischen Widerstandes bringt das Galvanometer einer Wheatstoneschen Brückenschaltung zum Ausschlagen. Zum Schutz gegen Strahlung sind die Drähte zwischen hochglanz-vernickelten Kupferplatten eingeschlossen. Temperatureinflüsse werden durch ein Drosselventil mit Steuerung durch eine Zweimetallanordnung ausgeglichen. Da die Apparatbauart nur Gasmengen bis 40 cm³/s bewältigt, legt man das Gerät für größere Beträge mittels eines Pitotrohrs in Nebenschluß. Für Messungen im freien Luftstrom wird es mit den Rohrleitungen einer Stauscheibe mit hohem Rande verbunden, die gegen Verdrehungen sehr unempfindlich ist (1 vH Fehler bis zu



25^0 Neigung). Die Meßleitungen werden zum Verhüten des Eindringens von Wasser zuerst senkrecht geführt. Für die Betriebsbedingungen bestehen gewisse Erfahrungsgrenzen. Die Empfindlichkeit ist von Verunreinigungen abhängig und nur im mittleren Geschwindigkeitsbereich nahezu konstant. Die Einstellzeit beträgt ⅓ bis 3 s, am wenigsten für große Geschwindigkeit; die ganze Anordnung hinkt 2 s nach. Geschwindigkeitsmessungen sind durch Multiplizieren mit 760 und Dividieren durch die Zahl des augenblicklichen Luftdrucks (mm QS) auf gewöhnlichen Barometerstand umzurechnen. — H. Gerdien und R. Holm (I. Teil), Wiss. Veröffentlichungen aus dem Siemenskonzern, Bd. 1, Heft 1, 1920, S. 107/121 (14½ S., 9 Abb., 1 Zahlentaf.). E. **20/06. 19.**

Motorbau. Um einen amerikanischen Luftschiffmotor zu schaffen, hat die amerikanische Marine der Packard Motor Co. einen solchen in Auftrag gegeben. Bedingung 100 h Dauerlauf bei Vollgas und 400 h Lauf bei ¾ Gas ohne Überholen. Anlehnung an Maybach ist erwünscht. Ebenso 6-Zylinder-Reihenbauart, Viertakt, Leistung zwischen 300 und 400 PS, Drehzahl zwischen 1000 und 1400 U/min, bei Leerlauf 250 U/min, gute Schmierung, doppelte Ölfilter, so daß einer im Betrieb gereinigt werden kann, Drehzählerantrieb und niedriger Brennstoffverbrauch. — Automotive Industries, Bd. 42, 22. Juli 1920, S. 189 (2 Sp., o. Abb.). Hn. **20/03. 25.**

Motorbau. Einfluß der Zündfolge auf die Leistung. Auf dem McCook Field wurden Versuche an Zweizylinder-Liberty-Versuchsmotoren mit 45 und 405^0 Zündfolge gemacht. Mechanischer Wirkungsgrad, Motorleistung, kritische Drehzahl und Gleichgang waren fast unverändert, ein Zeichen dafür, daß letzterer nur von dem Massenausgleich abhängt. — Automotive Industries, Bd. 42, 8. Juli 1920, S. 55 (1 Sp., 1 Schaubild). Hn. **20/03. 26.**

Motorbeschreibung. Der 250-PS-Salmson Z 9 wurde zu dem Dauerweltrekord verwandt. Er hat neun wassergekühlte Stahlzylinder in Sternform. Bohrung 125 mm, Hub 170 mm. 1550 U/min, 250 PS Bremsleistung. 225 kg Gewicht (0,90 kg/PS), 220—230 g/PSh Einheitsverbrauch an Benzin und 30—35 g/PSh an Öl. — L'Aéronautique, Bd. 2, Juli 1920, S. 71/72 (2 Sp., 3 Abb.). Hn. **20/03. 27.**

Motorbeschreibung. Der Curtiss-C 6 wurde aus dem K 6 entwickelt, leistet 160 PS bei 1750 U/min. Bohrung 137 mm, Hub 183 mm. Verdichtungsverhältnis 5,4: 1. Während bei K 6 die sechs Zylinder in eine Reihe zusammengegossen waren, sind jetzt nur je zwei Laufbuchsen in einem Aluminiumblock vereinigt. Der obere Teil des Wassermantels ist ein durchgehender Kasten. Zwei Ein- und Auslaßventile je Zylinder. Der Ventilsitz wurde von 1,58 mm Breite auf 3,16 mm verdoppelt. Zwei Steuerwellen auf den Zylinderköpfen. Die Hauptlager haben 69,8 mm Dmr und sind von vorn nach hinten 50,8, 60,3, 55,6, 34,9, 55,6, 34,9 und 44,5 mm lang. (Angaben über Gewicht und Brennstoffverbrauch fehlen! D. Ber.) Kein Getriebe. — Automotive Industries, Bd. 42, 29. Juli 1920, S. 209 (1 Sp., 2 Lichtb.). Hn. **20/03. 28.**

Motorkühlung. Der Entwurf von Kühlrippen für luftgekühlte Flugmotoren. Die wenigen Messungen über die abgeführte Wärme zeigen, daß sie Luftdichte, Geschwindigkeit und Temperaturunterschied entspricht. Der Wärmeumsatz in einer Rippe ist unter der Voraussetzung dreieckigen Querschnittes gleich der mittleren Dicke mal Leitfähigkeit durch das Quadrat der Rippentiefe. Um gute Kühlung zu sichern, braucht man einen Luftraum von 6—7 mm. Ihre beste Form ist annähernd keilförmig. Die benötigte Oberfläche wird mit einer Erfahrungsformel berechnet. Der Wirkungsgrad einer Rippe (Wärmeverlust der Rippe in der Zeiteinheit im Verhältnis zur Wärmeabfuhr einer gleichgroßen Fläche der Wandung) ist 63 vH bei allen Materialien und Luftgeschwindigkeiten. — W. B. Brown, Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1352/1355 (7 Sp., 2 Abb.). Hn. **20/06. 21.**

Motorschmierung. Viskositätsänderungen von Öl wurden während des Krieges in einem Sechszyl.-Hall-Scott untersucht. Die verschiedenen Sorten wurden alle dünnflüssiger, erholten sich nach Ablauf von 5 h wieder und wurden bei steiler Siedekurve dickflüssiger als vorher, bei flacher jedoch nicht. Je heißer das Öl, um so weniger Brennstoff wird aufgenommen und um so weniger verschlechtert sich die Schmierfähigkeit. Leichte Öle werden oft in die Zylinder mit eingesaugt und verbrannt. Mit dem Schwinden der Dickflüssigkeit wird die Reibung größer und die Bremsleistung kleiner. Auf den amerikanischen Militärflugplätzen wird das gesamte alte Öl durch Ölreiniger wieder brauchbar gemacht. Wegen seiner besseren Schmierfähigkeit wird es dem neuen vorgezogen. — W. F. Parish, Automotive Industries, Bd. 42, 12. Februar 1920, S. 464/467 (7½ Sp., 6 Abb.). Hn. **20/05. 18.**

Motorteile. Feineinstellung für Ventilspindeln mit unmittelbarer Steuerung von der Nockenwelle; nach Davidson: In die hohle Ventilspindel wird ein (hohler) Schaft mit pilzförmiger Platte eingeschraubt; bei einer anderen Ausführung besteht der Spindelkopf aus einer drehbaren Kugel in einer Pfanne. Preßölschmierung durch eine Bohrung aus der hohlen Steuerwelle. Die Einrichtungen sollen Geräusch, Reibung und Abnutzung mindern. — Automotive Industries, Bd. 43, 2. Sept. 1920, S. 459 (1 Sp., 2 Abb.). Hn. **20/07. 21.**

Motorteile. Eine neue Brennstoffpumpe braucht den Gasdruck im Zylinder als Kolbenantrieb. Dieser wird von einer im Benzin steckenden Feder heraufgedrückt und bei der Verpuffung von dem durch ein Röhrchen zugeleiteten Gasdruck herabgestoßen. Ein Schwimmer schließt bei zu hohem Flüssigkeitsstand die Gaszufuhr. (Es ist aber damit zu rechnen, daß bei 500 Hüben/min, also 1000 U/min an der Kurbelwelle die Flüssigkeitssäule abreißt, oder gar der Kolben gar nicht mehr beschleunigt wird! D. Ber.) — Automotive Industries, Bd. 42, 8. Juli 1920 (1 Sp., 1 Abb.). Hn. **20/03. 29.**

Motorverdichtung. Das Brown, Boveri & Co.-Flugzeuggebläse wurde in Einheiten für 4 Motoren, je 260 PS, angetrieben durch einen 125-PS-Hilfsmotor, ferner in kleinerer Ausführung für 350 und 260 PS gebaut. Das Gehäuse besteht aus Aluminiumguß, das Laufrad aus Siemens-Martin-Stahl. Das Gebläse verdichtet 5 t/h Luft. Ein Gebläse für 7,5 t/h wurde nicht mehr fertig. Das Einzelgebläse für 260 PS wiegt 45 kg, braucht 30 PS, macht 11000 U/min bei 1400—1600 U/min der Motorwelle und verdichtet bei einem Druckverhältnis 1,75 1 t/h. Das Einzelgebläse für 350 PS wiegt 55 kg, braucht 40 PS und fördert 1,38 t/h. Die Gebläse werden an den Motor angeschlossen, die Regelung im Flug geschieht bei offener Vergaserdrossel durch Öffnen und Schließen eines Drehschiebers am Verdichter. Preßölschmierung. Verwendung von Kugellagern, Hohlwellen und Getrieberädern aus Chromnickelstahl. Überall vier Stufen. — Ravot, BBC-Mitteilungen, Bd. 4, Juni 1919, S. 119/126 (16 Sp., 18 Lichtb.). Hn. **20/03. 30.**

Motorverdichtung. Der Mossverdichter wird von einer einstufigen Gasturbine getrieben. Die Turbinendüsen sind so bemessen, daß die Abgase mit atmosphärischem Druck austreten. Beim Steigen beginnt der Läufer sich infolge des entstehenden Druckgefälles zu drehen. Verdichter ebenfalls einstufig. Er ist so entworfen, daß er in 5,5 km Höhe den Luftdruck verdoppelt, also normales Gemisch liefert. Dazu sind 50 PS nötig. Der Antrieb vom Motor mit Getriebe ist viel zu umständlich und braucht Leistung, die sonst für die Luftschraube zur Verfügung steht. Der Läufer macht 20000 bis 22000 U/min. Im Sommer 1918 wurden auf dem höchsten Berg Amerikas, dem Pikes Peak (4,3 km), mit einem fahrbaren Prüfstand Versuche an Verdichtern und Abgasturbinen gemacht.

Die Rateauturbine wurde auch ausprobiert und infolge ständigen Überhitzens für unbrauchbar befunden. — S. H. Moss, Mechanical Engineering, Bd. 42, Juli 1920, S. 383/385 (6 Sp., 4 Abb.). Hn. **20/03. 31.**

Motorverdichtung. Die Entwicklung der deutschen Vorverdichter begann 1916 mit Arbeiten von W. G. Noack und Brown, Boveri & Co.; dann folgten Schwade, AEG und Siemens-Schuckert. Alle benutzen den Motor selbst zum Antrieb. Nur Riesenflugzeuge mit Zentralgebläse machen eine Ausnahme. Da die Getriebe Schwierigkeiten machten, wurden Drehzahlen von 10000 U/min verwendet, was gegen 30000 U/min bei Antrieb durch Abgasturbine niedrig erscheint und zum Bau mehrerer Stufen zwingt. (Die deutschen Verdichter waren aber frontbrauchbar, die Rateausche Abgasturbine, wie jetzt an die Öffentlichkeit kommt, nie! Vgl. 20/03. 31. D. Ber.). Siemens-Schuckert nahm die Leistung von der Luftschraube ab, Brown, Boveri & Co. ordnete eine elastische Kupplung zwischen Motor und Verdichter an. AEG und Schwade hatten Fliehkraftkupplungen, die erst bei 600 U/min eingriffen und bei zu großem Drehmoment nachgaben. Wenn ein besonderer Motor den Verdichter trieb, war ein Schwungrad vorgesehen. Bei gleichbleibender Motordrehzahl muß man in niedrigen Höhen die Verdichterluft drosseln. Das fällt bei Antrieb durch Abgasturbine weg.

Die Vorverdichter machen Verstellschrauben nötig, da »Kompromißschrauben« unten zu geringe und oben zu hohe Drehzahl zeigen. Die Helixschrauben, von H. Reißner konstruiert, werden in zwei Ausführungen gebaut und können mit einem Fliehkraftregler geliefert werden. Dasselbe wurde von Garuda versucht. Von Lorenzen wurde eine Einrichtung gebaut, die die Steigung mit dem Luftdruck verstellt. — The Aeroplane, Bd. 18, 29. Sept. 1920, S. 581/582 (4 Sp., 1 Abb.). Hn. **20/07. 22.**

Motorvergaser. Untersuchungen über Vorheizung des Gasgemisches. Auf der Halbjahrstagung der amerikanischen Society of Automotive Engineers (S. A. E.) in Ottawa berichtete Dr. James über Versuche des S. A. E.-Ausschusses über den Einfluß der Vorheizung des Brennstoffgemisches auf Brennstoffverbrauch und Leistung. Das Gasgemisch wurde auf drei Arten geheizt:

1. Beschickung des Vergasers mit Heißluft.
2. Gleichmäßige Heizung der Saugleitung.
3. Teilweise Heizung der Saugleitung.

Die Versuche wurden an einem der gebräuchlichen Sechszylinder-Motoren durchgeführt. Die Hauptbeheizung erfolgte durch die Auspuffwärme mittels kupferner Heizrippen. Durch die elektrische Heizeinrichtung konnte eine Temperatursteigerung um 150° C, durch den Auspuffwärmer bei voller Drosselung etwa 85° C erzielt werden.

Versuchsbedingungen:

a) Ganzes Saugrohr ungeheizt, Luft ungeheizt.
b) Ganzes Saugrohr ungeheizt, Luft 30° C.
c) Ganzes Saugrohr ungeheizt, Luft 60° C.
d) T-Stück des Saugrohrs geheizt, Luft ungeheizt.
e) T-Stück des Saugrohrs geheizt, Luft 30° C.
f) T-Stück des Saugrohrs geheizt, Luft 60° C.
g) Ganzes Saugrohr geheizt, Luft ungeheizt.
h) Ganzes Saugrohr geheizt, Luft 30° C.

Ergebnis:

1. Bei gleicher Geschwindigkeit, gleichem Gasgemisch und ungeänderter Leistung ist innerhalb des Versuchsbereichs der spezifische Brennstoffverbrauch unabhängig von der Temperatur und der Erwärmungsart des Sauggasgemisches.

2. Der Grad, bis zu dem ein Motor bei gegebenem Gemischverhältnis oder gegebener Vergaserstellung beschleunigt wird, ist nachweislich beeinflußt durch die zugeführte Wärmemenge und Zuführungsart. Innerhalb der Versuchsgrenzen gilt: je größer die dem Brennstoffgemisch zugeführte Wärmemenge und je höher die Gastemperatur am Einlaßventil, desto mehr nimmt die Drehzahl des Motors zu.

P. M. Heldt, Automotive Industries, Bd. 43, 1. Juli 1920, S. 1/6 (12 Sp., 4 Abb., 2 Skizzen, 5 Schaub.). W. **20/03. 08.**

Motorvergaser. Versuche mit gläsernen Ansaugrohren zeigten, daß stets einige größere Brennstofftropfen mitgerissen werden und sich in den Krümmungen an der Wandung sammeln, soweit sie an dieser Stelle nicht durch die Schleuderkraft zerstäubt werden. — W. D. Bell, Automotive Industries, Bd. 42, 10. Juni 1920, S. 1334/1335 (3 Sp., 4 Abb.). Hn. **20/05. 14.**

Motorvergaser. Versuche mit Liberty-, Benz- und Mercedes-Ansaugrohren wurden an einem 6 Zyl.-Liberty ausgeführt. Überall wurde der Strombergvergaser benutzt. Das Liberty- und Mercedes-Ansaugrohr waren durch Kühlwasser geheizt, die Benz-Ansaugleitung mit Asbest umwickelt. Der Vergaser wurde jedesmals so eingeregelt, daß die Farbe der Auspufflamme gleich war. Die Mercedesbauart zeigte keinen großen Unterschied, dagegen ergab Benz höhere Leistung und bedeutend größeren Brennstoffverbrauch. (Der Versuchstand ist ZFM, 15. März 1920, S. 65/68, 6½ Sp., 4 Abb., beschrieben.) — Automotive Industries, Bd. 42, 27. Mai 1920, S. 1204/1207 (7 Sp., 13 Abb.). Hn. **20/05. 15.**

Segelflugwesen. Dreidecker Richter-Hanenstein. — Flugsport, Bd. 12, 29. September 1920, S. 456/458 (2¼ S., 1 Zeichn., 3 Skizzen). W. **20/03. 32.**

Segelflugwesen. Das neue Segelflugzeug von Nimführ beruhe offenbar auf einem Flügel, der sich selbsttätig allen Änderungen innerhalb der Luftströmung anpasse und aus ihnen die größtmögliche Energie für den Flug gewinne. Man benötige dazu vor allem Windfühler, die die geringste Richtungs- und Druckänderung im Winde auf eine Rudermaschine (Servomotor) übertragen und dadurch Profiländerung, Einfallwinkelverstellung, Flügelverwindung oder Flächenvergrößerung bewirken. Der Hauptmotor dient nur als Hilfsantrieb bei Flügen über See oder gebirgiges Gelände. Außerdem müssen zur Erhaltung des Gleichgewichtes nach allen Richtungen auch noch Beschleunigungsmesser an Rudermaschinen angeschlossen werden; gleichzeitig soll damit auch (durch Verstellen des Einfallwinkels) die Höhensteuerung bewirkt werden. Bei einem derartigen Segelflugzeug kommt es vor allem darauf an, stets eine genügende Höhe zu erreichen und sich dort unter Ausnutzung der Windwogen und Windisobaren zu behaupten. Windfühler und Rudermaschinen der erforderlichen Art sind bereits heute durchaus möglich. Der alte Entwurf von Amans-Fraissinet hatte bewegliche und verstellbare Flügel sowie Profiländerung. Bekannt ist auch der Stabilisator von Doutre. — Amans, La Suisse Aérienne, Bd. 2, 10. Sept. 1920, S. 253 (2 Sp., o. Abb.). W. **20/05. 19.**

Segelflugwesen. Das Segelflugzeug von Nimführ hat einen Tragflügel, der an der Oberseite Elektronblech und an der Unterseite mittels Kreiselgebläse (Fußantrieb) aufgeblasenen Ballonstoff hat, der »vermöge periodischer Stöße auf die Luftmasse unterhalb ein das Flugzeug dauernd begleitendes Luftkissen schafft.« — R. Waschmann, Luftfahrt, Bd. 24, September 1920, S. 133/135 (4 Sp., o. Abb.). Vgl. Der Luftweg, Bd. 4, 26. August 1920, S. 6/8 (5 Sp., o. Abb.). Hn. **3818.**

Strömungslehre. Über Wirbelbildung an Flugflächen. — v. Parseval, Vortrag auf der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt zu Berlin am 15. Okt. 1920 (Sonderbericht). W. **20/04. 09.**

Strömungslehre. Gefälle des statischen Druckes in Windkanälen. In Windkanälen sinkt der Druck vom Eintrittsende bis zur Schraube. Dadurch wird eine zusätzliche Kraft geweckt, die z. B. bei Luftschiffmodellen 25 vH des Gesamtwiderstandes ausmachen kann. Beim Curtißkanal ist eine Berichtigung wegen der verschiedenen Abmessungen am Ein- und Austritt nicht notwendig. Sonst ergibt sich die Berichtigung nach dem Archimedischen Prinzip. — J. G. Coffin, Aviation, 15. Mai 1920 (2 S., Diagramme), berichtet von The Technical Review, Bd. 6, 3. August 1920, S. 652, S. 1169. E. **3820.**

Strömungslehre. Die Widerstandsgesetze der Flüssigkeiten und Gase lassen sich auch mit Hilfe der Gasgesetze aus Newtons Molekulartheorie herleiten und gelten auch für den Fall der Überschallgeschwindigkeit, wenn Stoßwellen auftreten. Das quadratische Widerstandsgesetz für die Luftfahrt haben Bairstow und Booth (1910) für die idealen Gase erwiesen. — E. Jouguet, Comptes Rendus des Séances de l'Académie des Sciences, Bd. 117, 12. Juli 1920, S. 96/99 (2 S., o. Abb.). E. **20/06. 23.**

Wetterkunde. Aerologische und luftelektrische Flüge sowie ihre Bedeutung für die Luftfahrt. — A. Wigand, Vortrag vor der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt am 14. Okt. 1920 (Sonderbericht). E. **20/04. 10.**

Wetterkunde. Der meteorologische Charakter der oberen Luftschichten. (Untersuchungsverfahren, geringe Meßgenauigkeit, Temperatur-, Feuchtigkeits- und Druckverlauf in der Stratosphäre, Zusammensetzung der Luft, meist bekannte Dinge.) Die mittlere Windstärke wächst von 6 m/s (1 km Höhe) auf nahezu 15 m/s (11 km) und sinkt auf 8 m/s (20 km). Für weitere Untersuchungen sind Geldmittel nötig. — J. Rouch, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Juli 1920, S. 210/217 (15½ Sp., 3 Schaub., 1 Zahltaf.). E. **3822.**

Segelflug. Fliegen mit Windausnützung. Mit dem Segeleindecker von Harth und Messerschmidt wurden in diesem Jahre etwa 75 Flüge ausgeführt. Bei 7,7 m Gleithöhe und 7,8 m/s Wind: Flugweite 220 m, Flugdauer 67 s. Bei den Versuchen wurden gelegentlich Höhen von 50 m über der Abflugstelle aufgesucht. Das Gelände hat ein Gefälle von 2—5°. Versuche mit Richtungsänderung führten zur Entfernung des Seitenruders unter Anbringung von kleinen Zusatzflächen (anscheinend ähnlich Querrudern. D. B.) an den Flügelspitzen. Auch in Richtung mit dem Winde konnte glatt gelandet werden. (Das benutzte Segelflugzeug ist ein Hochdecker mit geradem, durchlaufendem Flügel. Grundriß entspricht etwa dem Flügel des alten Blériot-Eindeckers. Führer sitzt unter der Flügelvorderkante. Steuerung mittels zweier Handhebel. Der Rumpf ein offenes Gitterwerk in Dreieckverband, trägt hinten das Leitwerk. Über die früheren Versuche von Harth vgl. Flugsport, Bd. 7, S. 567; Bd. 8, S. 616/695; Segelprofil Harth: Bd. 11, S. 263. D. B.) »Ziel der Versuche ist der Dauerflug mit Windausnützung. Nach dem bisherigen Stande ist er keine aerodynamische Frage mehr.« — Harth und Messerschmidt, Flugsport, Bd. 12, 24. Nov. 1920, S. 544/545 (2 S. 3 Lichtb.).

Neuer Winterflugsport. Der Sablatnig Flugzeugbau hat erstmalig in Deutschland ein Verkehrsflugzeug auf Schneeschuhen gezeigt, um ein völlig gefahrloses Starten und Landen auch bei höchster Schneedecke zu gewährleisten. Man hat der bekannten Sablatnig Luft-Limousine anstelle der Räder die großen Skier gegeben, und trotz der geringen Schneedecke augenblicklich haben die Versuchsflüge sehr gute Ergebnisse gezeigt.

Die Sabi-Schneeschuh-Limousinen werden in Kürze an bekannten Wintersportplätzen Passagierflüge vornehmen, und der Wintersport ist um eine aktuelle Sensation reicher.

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der Zahlenbezeichnung am Schluß.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

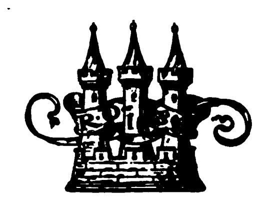
ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

MIT BEITRÄGEN DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN BERLIN-ADLERSHOF, SOWIE DES VERBANDES DEUTSCHER LUFTFAHRZEUG-INDUSTRIELLER IN BERLIN UND DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN GÖTTINGEN

SCHRIFTLEITUNG:
WISSENSCHAFTLICHE GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT
VERTRETEN DURCH DEN GESCHÄFTSFÜHRER HAUPTMANN A. D. G. KRUPP
BERLIN W. 35, BLUMESHOF 17 PT.
TEL.: LÜTZOW 6508
TELEGRAMM-ADRESSE: FLUGWISSEN

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
DR.-ING. DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. WILH. HOFF
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

12. JAHRGANG
1921
MIT 352 ABBILDUNGEN IM TEXT UND 3 TAFELBEILAGEN



MÜNCHEN UND BERLIN 1921
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Verfasser-Verzeichnis.

Sachverzeichnis.

Bücherbesprechungen.

Verfasser.

Bücherbesprechungen.

Sachverzeichnis.



Abbildungen.

Tafelbeilagen.

Luftfahrt-Rundschau.

(Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet.)

Seite

Amerika.

Arabien.

Argentinien.

Australien.

Belgien.

Bulgarien.

Chile.

China.

Dänemark.

Dominika.

Deutschland.

England.

Finnland.

Frankreich.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet.)

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

1. Heft 15. Januar 1921 12. Jahrgang

Das 1000 PS-Verkehrsflugzeug der Zeppelin-Werke, Staaken.[1])

Von A. K. Rohrbach.

Um die während des Krieges durch den Bau der bekannten Staakener Riesenflugzeuge mit dezentraler Motorenanlage begonnene Entwicklung weiterzuführen, und um die Eignung des großen mehrmotorigen Flugzeuges für den Personenverkehr praktisch zu erproben, wurde von den Zeppelinwerken G. m. b. H., Staaken, im Mai 1919 ein durch vier 260 PS-Maybach-Motoren angetriebenes Schnellverkehrsflugzeug in Bau genommen. Nachdem die Arbeit daran durch die Unsicherheit des Friedensvertrages mehrfach stark behindert worden war, wurde Ende September 1920 das Flugzeug fertiggestellt. (Abb. 1.)

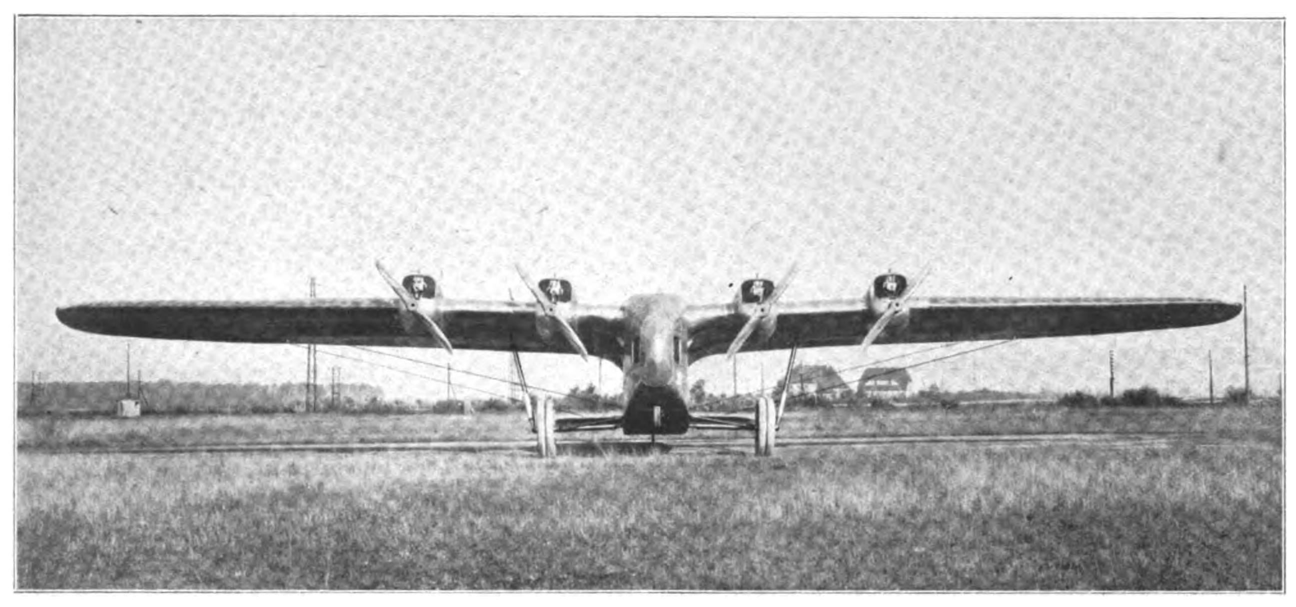


Abb. 1.

Schon beim Entwurf des Eindeckers, dessen Flügel durch den oberen Teil des Rumpfes durchlaufen, wurde, dem Zwecke des Flugzeuges entsprechend, vor allem auf größte Betriebssicherheit Rücksicht genommen.

Daher wurden die vier völlig voneinander unabhängigen Motorenanlagen ganz von dem die Reisenden und die Führer aufnehmenden Mittelrumpf getrennt, und die Motoren am Vorderrand der Flügel auf kräftigen Konsolträgern gelagert. Da die Untersetzungsgetriebe, vor allem aber deren Einbau, während des Krieges doch noch verhältnismäßig große Schwierigkeiten gemacht hatten, wurde für den Eindecker der direkte Antrieb der Luftschrauben gewählt. Dabei ließ die sehr hohe Fluggeschwindigkeit einen guten Wirkungsgrad der schnellaufenden Zugpropeller erwarten. (Abb. 2.)

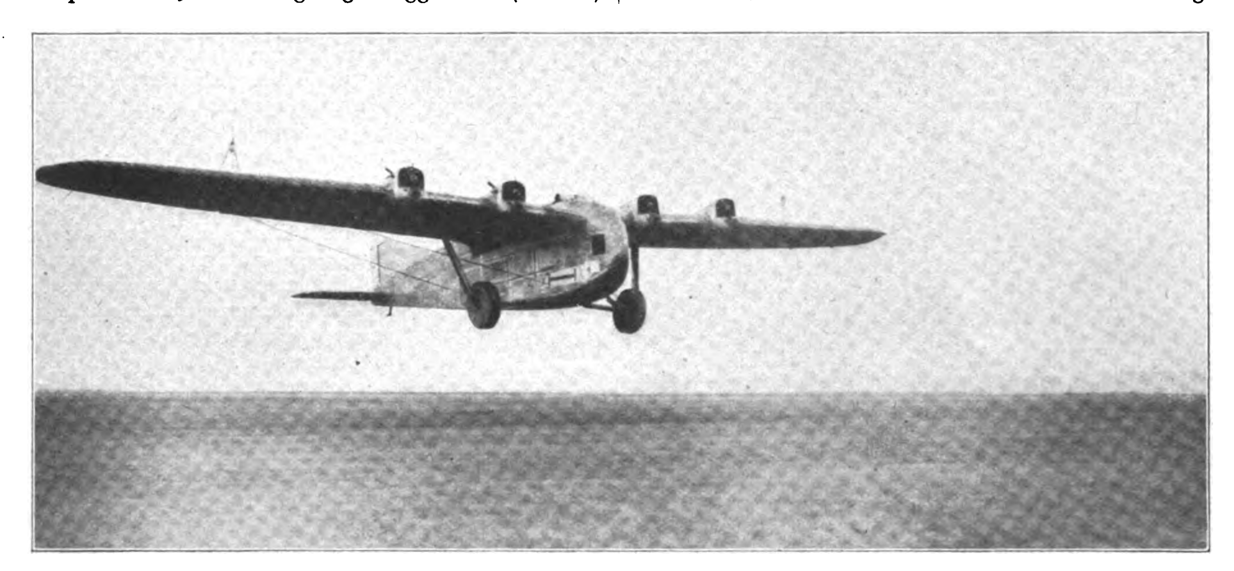


Abb. 2.

Auf der Vergaserseite jedes Motors befindet sich ein Raum, in welchem ein Monteur, völlig gegen den Fahrtwind geschützt. den Motor beobachten und kleinere Störungen reparieren kann, Um nicht für jeden Motor einen besonderen Monteur mitnehmen zu müssen, und damit bei einer schwereren Störung zwei Monteure an einer Stelle arbeiten können, wurde innerhalb des Flügels ein in Richtung der Flügelspannweite hinter den Motoren entlanglaufender Betriebsgang angeordnet. In diesem Gang sind die Querruder- und Vergaserzüge sowie die Benzinleitungen verlegt. Der Betriebsgang wird während des Fluges ausreichend belüftet, ist durch die Abwärme der Motoren stets etwas angewärmt und ermöglicht, da auch das Geräusch der Motoren in ihm stark gedämpft ist, eine sehr gute Verständi-

[1]) Während der Drucklegung des Aufsatzes wurden die für die Versuchsflüge seitens der Kontrollkommission leihweise zur Verfügung gestellten Motoren von dieser selben Kommission wieder beschlagnahmt, um dem Friedensvertrag entsprechend zerstört zu werden.

gung zwischen den einzelnen Personen der Besatzung. Geräusch und Fahrtwind erschwerten diese Verständigung bei den Kriegs-R-Flugzeugen außerordentlich. (Abb. 3.)

Die Betriebsstoffbehälter haben ein Fassungsvermögen für ca. 6 h Vollgasbetrieb und sind im Flügel in völlig abgeschotteten, gut belüfteten Räumen gelagert.

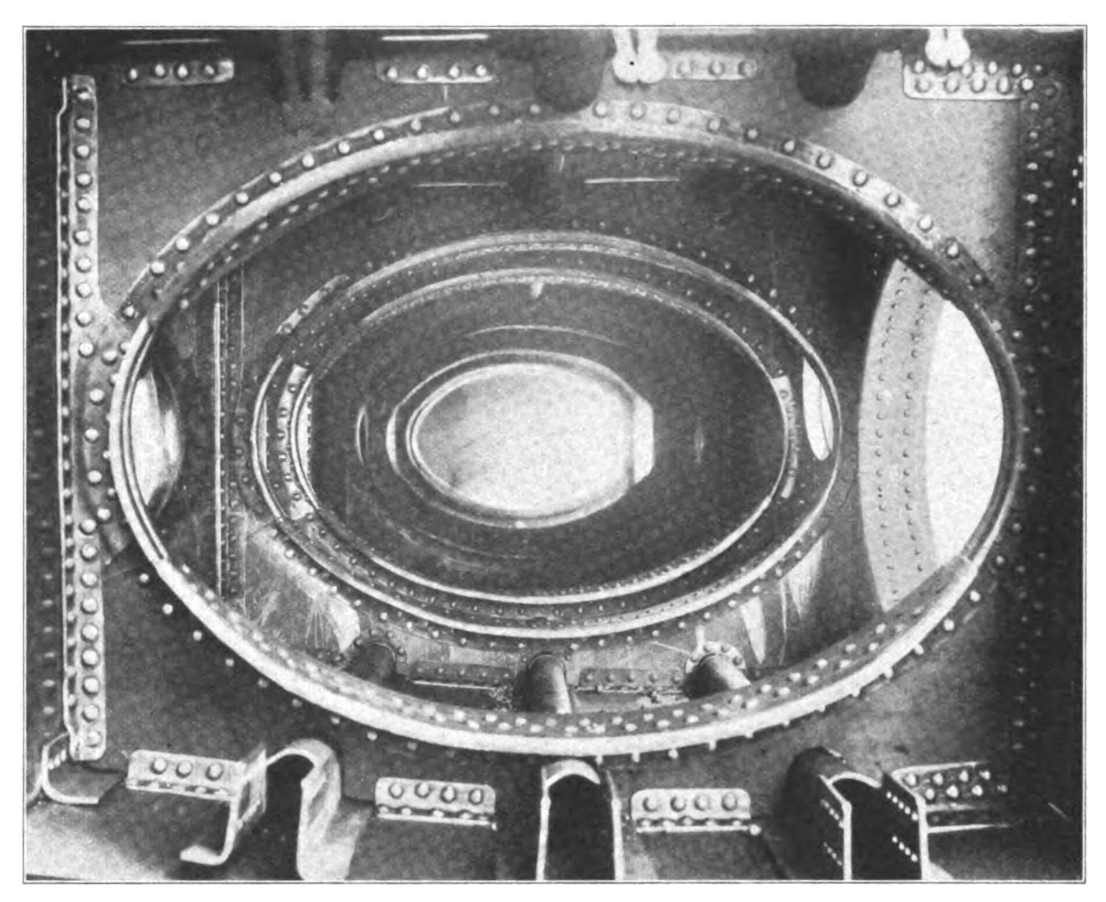


Abb. 3.

Für den Flügel und ebenso für Rumpf und Leitwerk diente Duralumin als Baustoff.

Dabei wurde die Duraluminaußenhaut bei allen Teilen mit zur Aufnahme der Beanspruchungen herangezogen und zu diesem Zweck mit aufgenieteten Versteifungen versehen.

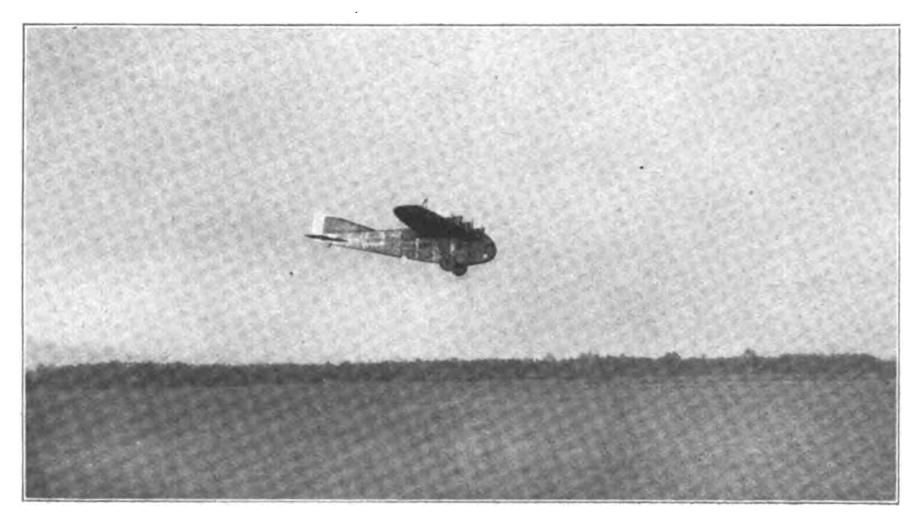


Abb. 4.

Die Blechstärken der Außenhaut sind hierdurch überall so groß, daß auch durch örtliche Beanspruchungen durch am Flugzeug arbeitendes Personal keine Verbeulungen oder Beschädigungen der Bleche entstehen können. Bei einer Spannweite von 31,0 m hat der Flügel nur 106 m² Flächeninhalt. Die Flügelbelastung erreicht daher bei vollbelastetem Flugzeug die ungewöhnliche Höhe von 80 kg/m². Schon die ersten Flüge haben gezeigt, daß bei den günstigen aerodynamischen Eigenschaften des dicken Flügelprofils und bei den geringen schädlichen Widerständen diese hohe Flügelbelastung als durchaus zulässig zu betrachten ist. Start und Landung sind naturgemäß mit relativ hoher Geschwindigkeit auszuführen, und zwar erfolgt das Abheben mit 110 km/h und das Ausschweben mit 130 km/h. (Abb. 4.)

Die große Bodengeschwindigkeit ist ja an sich nicht gefährlich, wenn nicht dadurch besonders gute Bodenbeschaffenheit oder sehr große Flugplätze erforderlich werden. Die besondere Art der Abfederung zusammen mit dem großen Raddurchmesser machen das Flugzeug relativ anspruchslos in bezug auf Bodenbeschaffenheit. Anlauf und Auslauf betragen 150 bis 200 m; sie sind also nicht länger als bei den Staakener Kriegsflugzeugen. Die hohe Landegeschwindigkeit hat sich außerdem insofern als sehr vorteilhaft erwiesen, als das Flugzeug verschiedentlich bei sehr böigem Wetter viel weniger durch Bodenböen herumgeworfen wurde, als man das bei langsamen Flugzeugen gewöhnt ist. Bekanntlich werden nach den bisherigen Verkehrserfahrungen mit umgebauten Kriegsflugzeugen bei etwa 1 vH aller normalen Landungen die Flugzeuge infolge von Bodenböen beschädigt. Ebenso wird die Gefahr des Landens mit etwas Seitenwind naturgemäß um so geringer, je größer die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges ist. Jedes Rad wird durch nur drei Streben in seiner Lage gehalten. Zwei von diesen Streben, deren hintere gleichzeitig als Radachse dient, bilden eine annähernd wagerechte, an der Rumpfunterkante gelenkig befestigte Ebene. Die dritte Strebe besteht aus zwei teleskopartig ineinander verschieblichen Rohren, welche die Federung enthalten, und stützt die Achse gegen einen kräftig verstärkten Punkt des Flügels ab. (Abb. 5.)

Die beiden Führer sitzen nebeneinander im vorderen Teile des Rumpfes. Die für beide angeordneten Ruderbedienungshebel sind miteinander gekuppelt. Von jedem Hebel aus gehen besondere Steuerzüge zu den Rudern. Die Gashebel und ebenso die Kurzschlußschalter für die Zündung sind nur einmal vor-



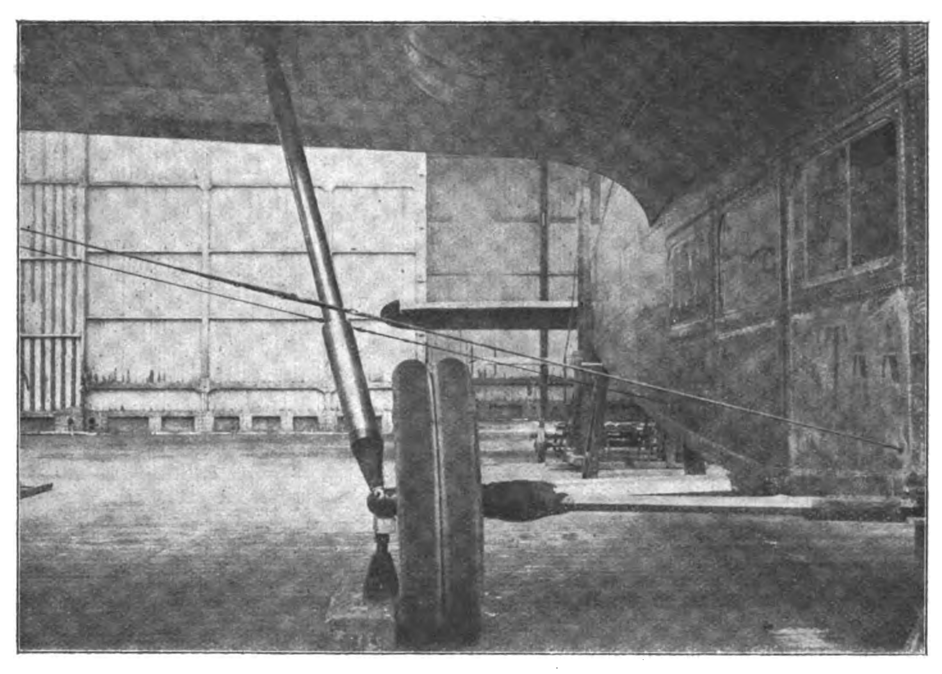


Abb. 5.

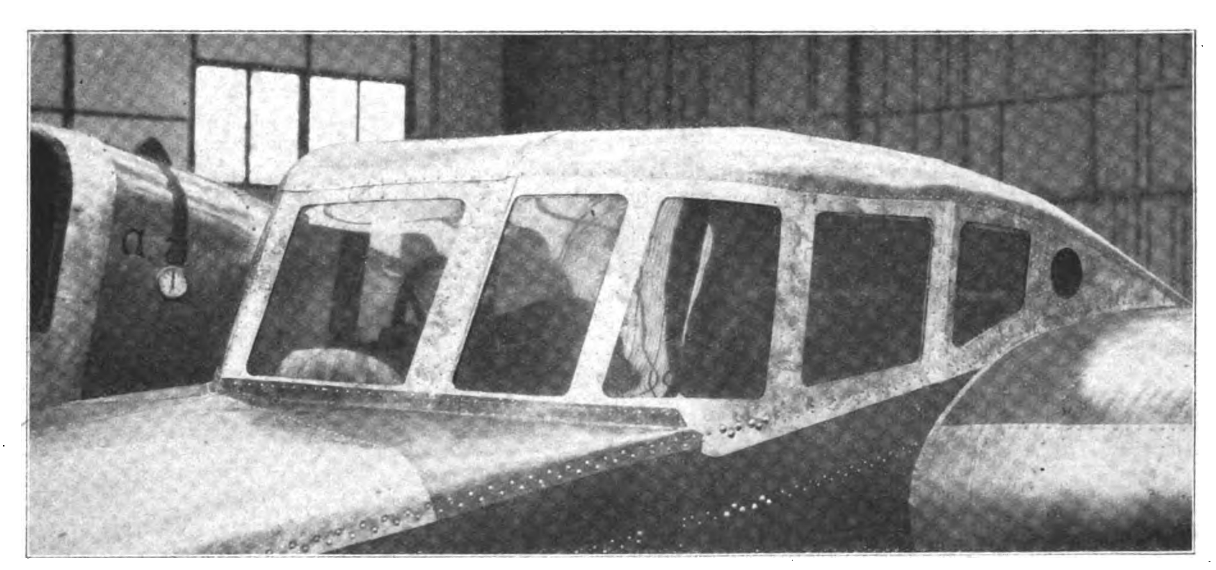


Abb. 6.

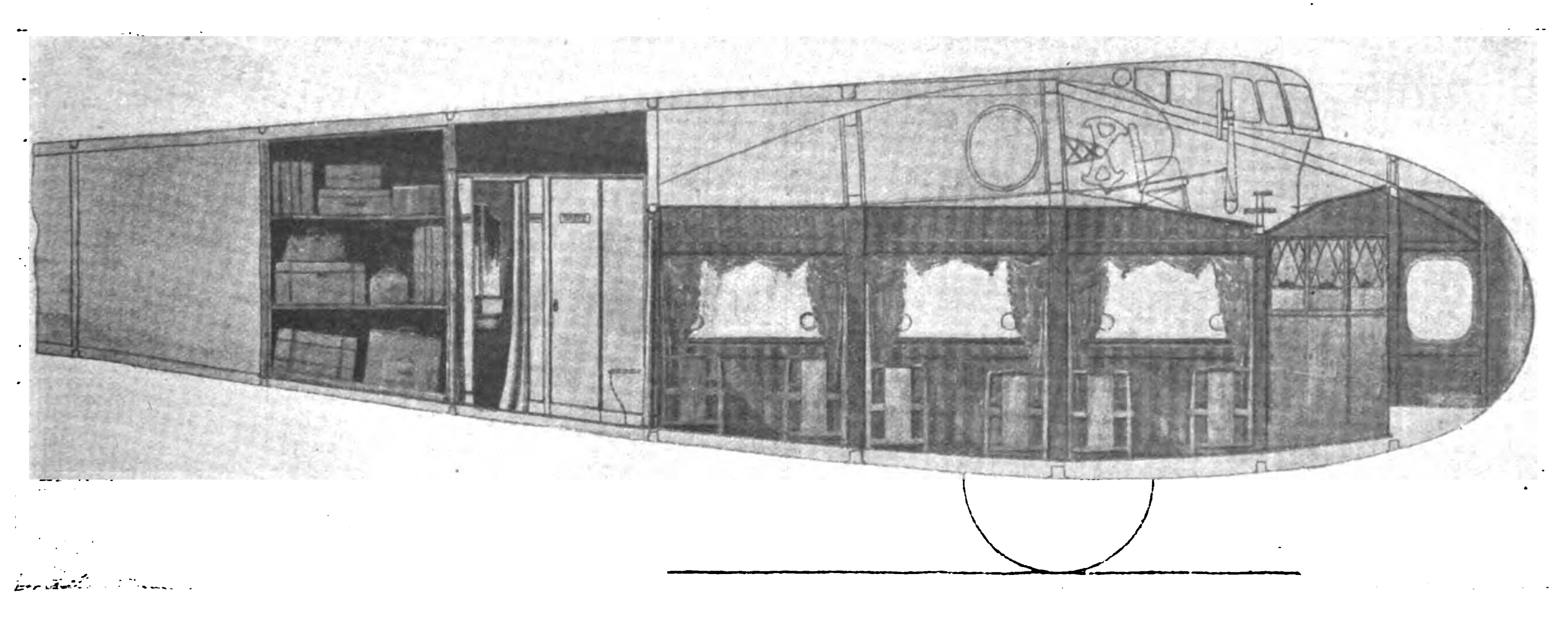


Abb. 7a.

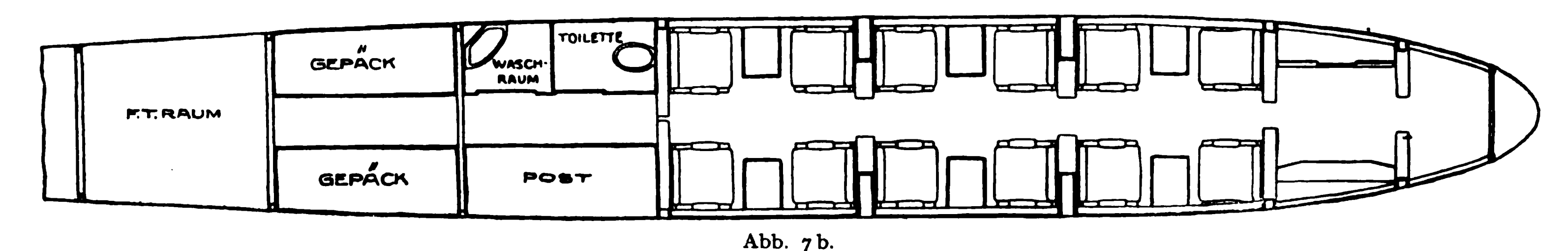


Abb. 7b.

handen, und zwar sind sie zwischen beiden Führersitzen angeordnet. Die Führersitze waren anfänglich in einem nach oben offenen Ausschnitt des Rumpfes angeordnet. Neuerdings wurden sie aber tiefer gesetzt und mit einer allseitig geschlossenen Überdachung versehen. (Abb. 6.)

In dem schön ausgestatteten Passagierraum finden zwölf Reisende auf bequemen Sesseln und für kürzere Flüge sechs weitere Personen auf Notsitzen Platz.

Nach rückwärts schließen sich an den Passagierraum die Toilettenräume, sowie die Räume für Post und noch weiter hinten für Gepäck an. Im vordersten Teil des Rumpfes wurden keine Sitze angeordnet, da er bei etwa vorkommenden schlechten Landungen auf ungünstigem Gelände als Kollisionsraum wirken soll, und demgemäß bei Start und Landung nicht betreten werden darf. Während des Fluges steht den Reisenden auch dieser vordere als Pantry ausgestattete Raum, der nach vorn eine ganz freie Aussicht gewährt, zur Verfügung. (Abb. 7a u. 7b.)

Der Eingang für die Reisenden befindet sich in der Rumpfspitze. Die Besatzung besteigt das hintere Ende des Mittelrumpfes und geht auf der Oberseite desselben bis zu einer Einsteigöffnung hinter den Führersitzen, um an ihre Plätze zu gelangen. Das Gepäck wird durch eine Öffnung in der Oberseite des Rumpfes direkt in den Gepäckraum gebracht.

Bei etwas (um 80 bis 100 Touren) gedrosselten Motoren wurde die Eigengeschwindigkeit durch Theodolitmessungen zu 211 km/h ermittelt. Bei Vollgas wird sie 225 bis 230 km/h betragen.

Über die Flugleistungen, auch beim Fluge mit teilweise abgestellten Motoren, wird nach Abschluß der Werkstattflüge noch ausführlicher berichtet werden.

Ein Manometer zur Aufzeichnung von Fluggeschwindigkeiten.

Von C. Wieselsberger.

Zur Messung der Geschwindigkeit eines Flugzeuges relativ zur Luft (Eigengeschwindigkeit) benutzt man häufig Staugeräte, wobei die von denselben erzeugte Druckdifferenz mit Hilfe eines Manometers gemessen wird. Diese Druckdifferenz ist bei einigen Ausführungsformen (z. B. Prandtlsches Staugerät) direkt der Staudruck, bei anderen Formen diesem proportional. Wenn es sich darum handelt, die durch das Staugerät angegebene Druckdifferenz aufzuschreiben, so sind an ein solches Manometer vor allem die folgenden Forderungen zu stellen:

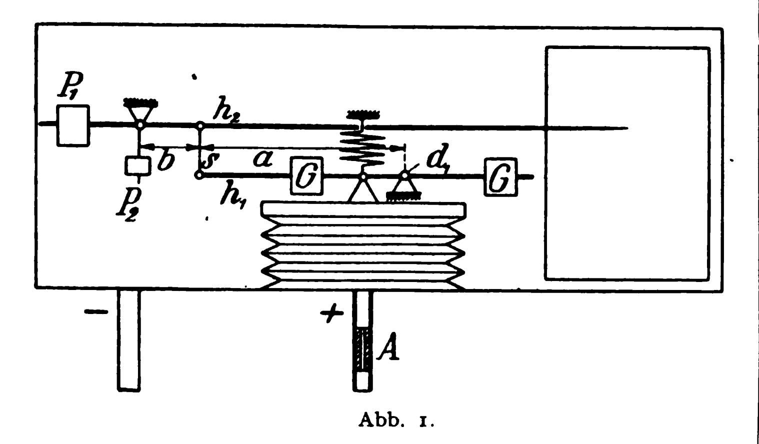


Abb. 1.

1. Die Einstellzeit muß klein sein, damit alle Geschwindigkeitsänderungen getreu aufgezeichnet werden.

2. Das Instrument muß gegen beliebig gerichtete geradlinige und drehende Beschleunigungen unempfindlich sein; die beweglichen Teile müssen daher mit einem geeigneten Massenausgleich versehen sein.

Wegen der Kleinheit des zu messenden Druckes (bei 50 m/s Fluggeschwindigkeit ist der Staudruck, normale Luftdichte $\varrho = 1/8$ vorausgesetzt, $q = 156$ kg/m² $= 1/64$ at) müssen die Reibungen der beweglichen Instrumententeile möglichst vermieden werden. Da sich der Staudruck als Differenz zwischen dem Gesamtdruck und dem statischen Druck ergibt, so sind zwei Drücke zu messen. Im vorliegenden Falle geschieht dies in der Weise, daß der Gesamtdruck unter eine aus sehr weichen Membranen hergestellte Dose geleitet wird (vgl. die schematische Darstellung Abb. 1), während der statische Druck dadurch auf den Deckel der Dose wirkt, daß das ganze Instrument sich in einem gegen die Außenluft dicht abgeschlossenen Gehäuse befindet, in welchem der statische Druck herrscht. Auf diese Weise kommt auf den Deckel der Dose nur die Differenz der Drucke zur Wirkung. Die auf den Deckel ausgeübte Kraft wird durch eine Meßfeder aufgenommen. Die Dose selbst ist so weich ausgeführt, daß keine nennenswerten elastischen Kräfte auftreten, falls sie geringe Wege macht. Der von dem Deckel der Dose zurückgelegte Weg ist daher proportional dem Staudruck. Dieser Weg wird durch die skizzierte Hebelübertragung vergrößert und auf einer Trommel aufgeschrieben. Falls man nur einen kleinen Weg der Dose zuläßt und diesen Weg durch eine leichte Hebelübertragung entsprechend vergrößert, erreicht man kurze Schwingungsdauer und daher schnelle Einspielzeit des Instrumentes.

Damit nun beliebige Beschleunigungen ohne Einfluß auf die Angabe des Instrumentes sind, ist folgender Massenausgleich angebracht. Zunächst ist es erforderlich, geradlinige Beschleunigungen des Instrumentes in vertikaler und horizontaler Richtung wirkungslos zu machen. Dies wird durch Zusatzgewichte P_1 und P_2 erreicht, welche bei Beschleunigung des Instrumentes infolge ihrer Trägheitswirkung auf den Hebel h_2 ein Moment ausüben, welches dem von dem Hebel h_1 herrührenden Moment der Größe nach gleich aber entgegengesetzt gerichtet ist. Dadurch kommt ein Ausschlag des Zeigers nicht zustande. Von den Drehbeschleunigungen sind in erster Linie diejenigen zu beachten, deren Drehachse senkrecht zur Zeichenebene steht. Diese Drehbeschleunigungen sind dadurch wirkungslos gemacht, daß sich die Trägheitsmomente Θ_1 und Θ_2 der Hebel h_1 und h_2 wie die Hebellängen a und b verhalten, also $\Theta_1/\Theta_2 = a/b$. Die Masse des Dosendeckels mit der halben Dosen- und Federmasse ist dabei in Θ_1 einzubeziehen. Eine Drehbeschleunigung erzeugt dann in der Verbindungsstange s eine vom Hebel h_1 herrührende Trägheitskraft, die ebenso groß, aber entgegengesetzt gerichtet ist, wie die vom Hebel h_2 herrührende entsprechende Kraft, so daß sie sich gegenseitig aufheben. Damit die Trägheitsmomente der angeschriebenen Beziehung genügen können, befinden sich am Hebel h_1 zwei gleich schwere und vom Drehpunkt d_1 gleich weit abstehende Gewichte G. Durch Veränderung des Abstandes dieser Gewichte vom Punkte d_1 kann das Trägheitsmoment dieses Hebels passend eingestellt werden. Drehbeschleunigungen um die andere wagrechte Drehachse und um die lotrechte Achse ergeben im allgemeinen ebenfalls Momente an den Hebelachsen. Um die Wirkung dieser Momente zu beseitigen, ist daher die seitliche Lage der Zusatzgewichte P_1, P_2 auf der Achse des Hebels h_2 so zu wählen, daß die auftretenden Momente am Hebel h_1 gegen die am Hebel h_2 wirkenden Momente ausgeglichen sind.

Bei Verwendung des Manometers in sehr schnell steigenden Flugzeugen muß noch eine Vorkehrung getroffen werden, um die Variometerwirkung des Instrumentes zu beseitigen,



Abb. 2. Konstruktive Durchbildung des Meßgerätes. Maßstab 1:2,5 der natürlichen Größe.

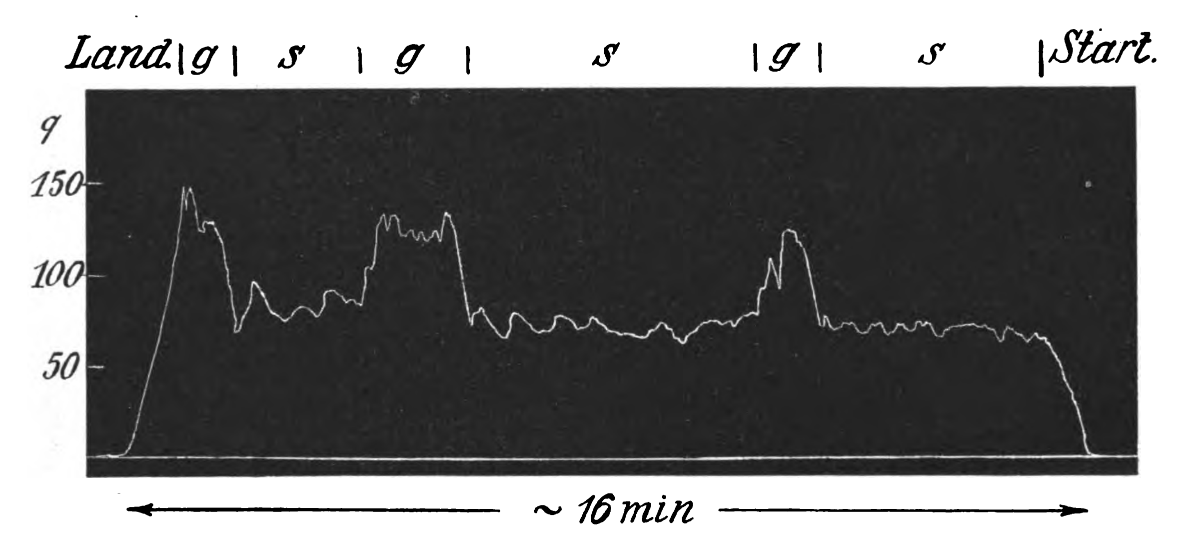


Abb. 3. Flug mit Han. CL II. s = Steigen, g = Gleiten.

die dadurch hervorgerufen wird, daß das Volumen des Gehäuses erheblich größer ist als das Volumen der Dose. Wird nämlich das Instrument an eine Stelle mit beispielsweise höherem Außendruck gebracht, so wird es wegen der Zusammendrückbarkeit der Luft eine gewisse Zeit dauern, bis sich der höhere Druck in dem Gehäuseraum eingestellt hat, während in der Dose wegen ihres kleineren Volumens dieser Druck viel schneller zur Wirkung kommt. Die Folge davon ist ein Ausschlag des Manometers. Um dies zu verhindern, läßt man die Luft in die Dose ebenfalls nur langsam einströmen. Dies kann dadurch erreicht werden, daß in die zur Dose führende Zuleitung eine passende Drosselstelle A eingeschaltet wird. Die Stärke der Drosselung hängt von dem Widerstand der Zuleitungen zum Instrument ab. Sie wirkt natürlich auch als Dämpfung des Instrumentes, ist aber nicht so stark, daß die Einstellzeit dadurch unerwünscht vergrößert wird.

Die konstruktive Ausführung des Instrumentes, das in der Werkstätte der Göttinger aerodynamischen Versuchsanstalt hergestellt wurde, ist aus Abb. 2 ersichtlich. Die Dose besteht aus ringförmigen, gewellten Membranen aus Messingblech von $^1/_{20}$ mm Stärke, die auf Messingringe aufgelötet sind. Die Drehpunkte der beiden Übertragungshebel sind, um die Rei-

bung möglichst klein zu halten, als Schneiden ausgebildet; sie werden mit Spiralfedern schwach gegen die Stützpunkte gedrückt. Alle übrigen Gelenke werden durch Blattfedern gebildet. Die Meßfeder ist, um im Bedarfsfall den Meßbereich zu verändern, auswechselbar. Der Schreibhebel ist besonders leicht aus dünnem Aluminiumblech hergestellt. Die Aufzeichnung geschieht auf berußtem Papier. Die Schreibtrommel kann nach Herausschrauben des Deckels *D* eingesetzt und herausgenommen werden. Das die Trommel antreibende Uhrwerk kann durch Drehen des kleinen Exzenters *E* von außen ein- und ausgeschaltet werden. Die zur Vermeidung der Variometerwirkung vorgesehene Drosselstelle befindet sich bei *A*.

Das Instrument hat sich bei Versuchsflügen, die Ende 1919 unter Leitung von Herrn Professor Proell von der Hannoverschen Waggonfabrik ausgeführt worden sind, gut bewährt. In den Abb. 3 und 4 sind zwei solche Registrierungen wiedergegeben, die alle Einzelheiten der Staudruckänderungen gut erkennen lassen. Daß der angebrachte Massenausgleich tatsächlich in der beabsichtigten Weise wirkt, läßt sich auch daran erkennen, daß die aufgezeichnete Kurve keine Spuren der stets vorhandenen Motorerschütterungen trägt, während die Aufzeichnung eines anderen bei den Flügen mitgeführten und nicht ausgeglichenen Manometers durch diese Erschütterungen bandförmig verbreitet waren. Bei böigem Wetter war mit dem letzteren Instrument überhaupt keine brauchbare Registrierung mehr zu erhalten. Die Schreibtrommel hatte, wie man besonders in Abb. 4 erkennt, gegen das Uhrwerk

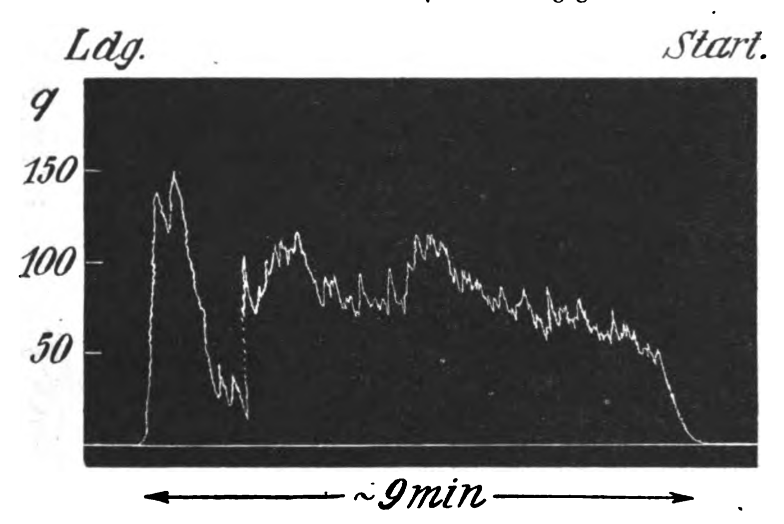


Abb. 4. Flug mit Halb. CL IV bei sehr böigem Wetter.

etwas toten Gang, so daß sie bei stärkeren Erschütterungen mitunter etwas entgegen dem Umlaufsinn gedreht wurde. Dieser Umstand äußert sich besonders in den vertikalen Linien in einer eigenartigen Wellenform.

Der amerikanische Landesbeirat für Luftfahrt.

(Fortsetzung.)

66. Leime im Flugzeugbau. Die Herstellung von Tischlerleim geschieht durch Kochen der Bestandteile, Knochen, Häute, Hufe, Hörner usw., Verdampfen des Wassers, Teilen der zähen Masse in Scheiben und Trocknen derselben. Der Umfang der vor dem Kochen vorgenommenen Reinigung und Entfettung, Zusammenstellung der Rohmaterialien, Zugeben von Chemikalien, Temperatur und Dauer des Kochens, Art der Trocknung und vieles andere haben Einfluß auf die Güte. Diese läßt sich beim Einkauf nur durch Festigkeitsversuche beurteilen. Die Leimskala von Peter Cooper ist für den heutigen Bedarf zu klein und veraltet.

Bei der Verwendung von tierischem Leim muß die beste Zusammensetzung von Wasser und Leim durch Erfahrung oder Festigkeitsversuche ermittelt werden. Zum Gebrauch wird er, wenn vollkommen eingeweicht, in einem Wasserbad erwärmt. Hohe Temperatur und langes Warmhalten verschlechtern seine Festigkeit. Das zu leimende Holz wird vorteilhaft angewärmt, sollte nie kälter als die Werkstatt und stets trocken sein. Beim Erkalten werden die Stücke unter Druck eingespannt. Sauberkeit der Leimgefäße verhindert Bakterienbildung und Verschlechterung des Leimes. Die Festigkeit von gutem Tischlerleim ist am höchsten von allen Leimarten. Geleimte Gegenstände sind fester als Teile aus einem Stück. Scherfestigkeit zwischen 190 und 200 kg/cm².

Flüssiger Leim kommt in allen Abarten, Eigenschaften und chemischen Zusammensetzungen vor. Herstellung aus tierischen Bestandteilen, hauptsächlich von Fischen, durch Behandlung mit Heißdampf, Lagern der Flüssigkeit, Entfernen der oberen öligen Lage, Verdicken und Klären der unteren Leimschicht mit Alaun. Seine Festigkeit wird außerordentlich unterschätzt und hängt hauptsächlich von der Viskosität beim Leimen ab. Allzu dicker Leim bindet sich schlechter wie dünner.

Caseinleim wurde durch den Krieg in Amerika bekannt. Casein wird aus Milch durch Schleudern, Niederschlagen des Caseins durch Säure, Entfernen von Unreinlichkeiten und Säureresten, Trocknen und Mahlen zu Puder hergestellt. Zur Leimfabrikation werden Chemikalien zugesetzt. Die Zusammenstellung geschieht nach geheimgehaltenen Formeln im trockenen Zustand. Beim Gebrauch darf er angerührt nicht zu alt werden. Die Zeit, die man zwischen Auftragen des Leimes und Unterdrucksetzen verstreichen läßt, hängt vom Feuchtigkeitsgehalt des Holzes, Zusammensetzung des Leimes, Güte des Holzes, Menge des verwandten Leimes und von der Temperatur des Holzes sowie Leimes ab. 5 bis 7 at Druck. Dauer derselben von ½ h bis zu längeren Zeiten. Trockener Casein kann sehr lange aufbewahrt werden. Mit Caseinleim verbundene Teile müssen, wenn sie 8 h gekocht oder 10 Tage im Wasser gelegen, noch zusammenhalten. Mehrtägiges Liegen im Wasser setzt die Festigkeit auf 20 bis 40 vH herab. Geleimte Teile sind so fest wie solche aus einem Stück.

Bluteiweißleim wird seit dem Kriege hauptsächlich zum Leimen von besonders dünnem Sperrholz benutzt. Das aus dem Blut geschlachteter Tiere in getrockneter Form gewonnene Eiweiß wird mit Chemikalien zusammen im Wasser aufgelöst. Bei der Verwendung wird der Leim und das Holz auf 80 bis 90° C erwärmt und kurze Zeit, etwa 3 min, zusammengepreßt. Er ist wasserfester als Caseinleim. Seine Festigkeit sinkt nach längerem Lagern im Wasser nur auf 50 bis 75 vH. Bei seiner Verwendung sind jedoch zahlreiche Vorsichtsmaßregeln notwendig. Bei der Herstellung von besonders dünnem Sperrholz wird der Leim trocken zwischen die Lagen gelegt, nachdem er zuvor durch einen Zusatz hygroskopisch gemacht wurde. Die Pressung erfolgt dann heiß.

Zum Vergleich der verschiedenen Leimarten wurden Ahornblöcke mit paralleler Faserrichtung verleimt, geeignet zugeschnitten und in einer besonderen Maschine längs der Leimfuge abgeschert. Bei Sperrholz wurden an einem Streifen in einiger Entfernung voneinander alle Lagen bis zur untersten auf dem einen Ende und zur obersten auf dem anderen Ende durchschnitten und die Kraft zum Abscheren der dazwischen verbliebenen Lagen aufeinander festgestellt. — S. W. Allen und T. R. Truax. 66. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt. (28 S. und 3 Abb.)

71. Schraubenstrahlberichtigungen bei der Vorausberechnung. Die Wirkung der Geschwindigkeitserhöhung im Schraubenstrahl wird meistens durch Vergrößern des schädlichen Widerstandes berücksichtigt. Besser ist, den Widerstand der innerhalb und außerhalb des Strahles liegenden Flugzeugteile getrennt zu berechnen. Eiffel und Riabouchinsky haben die Geschwindigkeitserhöhung hinter der Luftschraube gemessen. Nach Eiffel ist sie dicht hinter der Schraube 0,6 Halbmesser von der Mittellinie entfernt am größten. Bei niedrigem Fortschrittsgrad fällt der Geschwindigkeitsunterschied nach außen hin stark ab. Weiter hinter der Schraube wächst der Unterschied noch mehr. In einigem Abstand von der Mitte und der Außenseite des Strahles bleibt die Geschwindigkeit mit größer werdender Entfernung von der Luftschraube gleich und wächst sogar bei ganz schnellem Flug. Für praktische Zwecke kann man aber die Geschwindigkeitserhöhung als gleichmäßig an jeder Stelle des Schraubenstrahles ansehen. Sie ändert sich jedoch mit der Fluggeschwindigkeit und dem Wirkungsgrad. Daher muß

man zu genauer Berechnung der Steigfähigkeit und Höchstgeschwindigkeit den Schraubenstrahl verschieden berücksichtigen. Die mit dem Beiwert der Höchstgeschwindigkeit errechnete Steigzeit ist zu gering.

Die Änderung der Motordrehzahl mit Vollgas beim Steigen und im Schnellflug beträgt nur 5 vH. Bei gedrosseltem Motor nimmt die Geschwindigkeitserhöhung im Schraubenstrahl beträchtlich ab.

Die aus der Theorie von Rankine und Froude berechnete Geschwindigkeit im Schraubenstrahl weicht von der durch Eiffel gemessenen nur um 2 vH ab. — E. P. Warner. 71. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt. (12 S. und 2 Abb.)

(Fortsetzung folgt in Heft 3.)

Das Rizinusöl als Schmiermittel.

(Nach einem Aufsatz von Martinot-Lagarde in L'Aéronautique [1]), berichtet von A. R. Weyl.)

Mitteilung des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen.

Zweck der Schmierung ist der Ersatz der trockenen Reibung aufeinandergleitender Körper durch die mehr als 50 mal geringere Flüssigkeitsreibung.

Schon beim gewöhnlichen Verbrennungsmotor, wie er im Kraftwagen, im Motorboot sowie bei ortsfesten Kraftanlagen Verwendung findet, bietet die Schmierung infolge der gesteigerten Betriebstemperaturen, der hohen Flächendrücke und der großen Gleitgeschwindigkeiten besondere Schwierigkeiten. Noch größer sind die zu bewältigenden Schwierigkeiten bei Flugmotoren, die sich ja in jeder Hinsicht als hochgezüchtete Motoren darstellen. Hier sind die Reibflächen aus Gründen der Gewichtsersparnis besonders klein gehalten, die Betriebstemperaturen dabei auf das höchstzulässige Maß gesteigert und die Kolben neuerdings fast stets aus Aluminium, also einem weit empfindlicherem Material als dem im Kraftwagenmotor gewöhnlich verwendeten Gußeisen. Auch die Gleitgeschwindigkeiten sind beim Flugmotor durchschnittlich weitaus höher als bei anderen Kraftmaschinen. Zudem ist eine Wartbarkeit des Motors im Fluge, bis heute wenigstens, nur in ganz seltenen Fällen möglich. Die Frage der Schmierung ist daher beim Flugmotor noch brennender, und man wird daher ohne weiteres einsehen, daß die in der Fliegerei verwendeten Schmiermittel den bei anderen Kraftmaschinen gebräuchlichen überlegen sein müssen.

Um den Betriebsbedingungen genügen zu können, muß ein Schmieröl folgende Eigenschaften aufweisen:

1. Ausreichende Viskosität. Die Ölhaut muß noch bei Drücken von 1 kg/mm² bestehen können. Diese Eigenschaft hängt von der Oberflächenspannung, Zusammensetzung und Aufbau des Ölmoleküls ab und kann für die Praxis durch den Grad des »Flüssigseins« definiert werden. Seine Messung erfolgt durch Feststellung der Durchflußgeschwindigkeit des Öles unter genau festgelegten Bedingungen, z. B. im Zähigkeitsmesser von Barbey (ixomètre). Der Flüssigkeitsgrad wächst mit der Temperatur.

2. Der Flammpunkt muß möglichst hoch liegen, um Verpuffungen im Gehäuse zu vermeiden. Ebenso dürfen auch keine vorzeitigen Zersetzungen des Öles oder gar Bildungen von festen Zerfallprodukten eintreten. Durch Gegenwart solcher wird die Schmierfähigkeit des Öles ungemein schnell vermindert, außerdem ist die Abnutzung der gleitenden Flächen wesentlich höher.

3. Die Verbrennungsrückstände müssen so gering wie möglich sein, vor allem, um das unvermeidliche Verschmutzen von Kerzen, Ventilen, Kolben- und Zylindergleitbahnen, sowie die darauf folgende Betriebsstörung zu vermeiden. Recht bedenklich ist auch das Ablagern von Ölkohle auf den Kolbenböden, da sie einerseits die Verdichtung steigert und anderseits infolge katalytischer Erscheinungen Selbstzündungen veranlassen kann.

4. Das Öl muß neutral sein und darf die mit ihm in Berührung kommenden Metalle, besonders Bronze, Weißlagermetalle, sowie Aluminium und seine Legierungen nicht angreifen.

5. Es muß haltbar sein, durchaus gleichartig und darf sich an der Luft nicht ändern, d. h. nicht trocknendes Öl.

6. Der Grad der Löslichkeit im Betriebsstoff muß möglichst gering sein. Das Kurbelgehäuse ist stets mit Benzindämpfen angefüllt; ihr Vorhandensein im Öl vermindert dessen Schmierfähigkeit und verringert die Entflammungstemperatur wesentlich, in einzelnen Fällen bis auf 200° und 150° C.

7. Die Erstarrungstemperatur liegt vorteilhaft ebenfalls möglichst niedrig, um den Betrieb im Winter ohne Sondervorkehrungen zu ermöglichen. Vor dem Gefrieren wird Öl sirupartig dickflüssig und verursacht dann, besonders bei Umlaufschmierung, wie sie ja bei schnellaufenden Kraftmaschinen allgemein ist, häufig recht schwere Störungen. Brüche in der Ölpumpe, in deren Antrieb oder in den Ölleitungen können meist darauf zurückgeführt werden.

Die Prüfung eines Schmieröles kann sich selbstverständlich nicht nur auf die Feststellung der oben angeführten Eigenschaften im Laboratorium beschränken, sondern muß auch noch durch einen Dauerlaufversuch mit Motoren auf dem Prüfstande ihre Betätigung finden. Im Kriege waren auf französischer Seite zur Zulassung eines Schmiermittels wenigstens zwei Dauerversuche von je 50 h vorgeschrieben.

Verwendet werden an Ölen Mineralöle und Öle pflanzlichen Ursprunges, von letzteren ausschließlich das Rizinusöl.

Die Mineralöle haben stark voneinander abweichende Eigenschaften, je nach ihrem Herkommen, ihrer Zusammensetzung, ihrem Gehalt an Teer, Paraffin und Asphalt, sowie nach der Art ihrer Herstellung und Reinigung. Gebräuchliche Mineralöle haben eine Entflammungstemperatur von mindestens 230° C und sind zwischen etwa 30 bis 35° C und etwa 100 bis 230° C leichtflüssig. Der Erstarrungspunkt liegt zwischen — 4° und + 2° C. Sie werden durch fraktionierte Destillation aus Erdöl gewonnen und besitzen eine unbegrenzte Aufnahmefähigkeit für Benzin. Der Preis für Mineralöl beträgt gegenwärtig durchschnittlich Fr. 4 für das kg.

Das Rizinusöl wird aus dem Samen des Rizinus[1]) auf folgende Art gewonnen. Die Samen werden durch den Luftstrom eines Gebläses gereinigt, mittels eines Elektromagnetes von metallischen Beimengungen befreit und durch Ausschleudern enthülst. Die zerstampften Samen werden mittels Dampf auf 40 bis 50° C erwärmt (ohne sie jedoch mit dem Dampf selbst in Berührung zu bringen) und in Hanfbeuteln unter einen Druck von etwa 150 bis 200 kg/cm² ausgepreßt. Das so gewonnene Öl, die sog. »erste Pressung«, wird gesammelt, zur Entziehung der enthaltenen Feuchtigkeit mit Walkerde gemischt, geklärt, durch ein Filter gepreßt und in Holzfässern zum Versand gebracht. Man erhält so 30 vH des in den Samen enthaltenen Öles. Das Öl ist fast farblos; der Gehalt an Ölsäure 1 bis 1,5 vH. Bei der »zweiten Pressung« wird der übriggebliebene Ölkuchen mit etwas Wasser aufgeschwemmt und erneut gepreßt. Man erhält so weitere 10 vH des Öles mit einem Säuregehalt von 5 bis 7 vH.

Die Prüfung von Rizinusöl besteht in der Bestimmung seiner Reinheit und in dem Vergleich seiner physikalischen und chemischen Eigenschaften mit den normalen Öles (Dichte, Säuregehalt, optisches Brechungsvermögen, Verseifungsgrad, Jod- und Azetylprobe, Prüfung auf Abwesenheit pflanzlicher Öle fremder Herkunft, wie Harz-, Baumwoll-, Sesam-, Kapoköl u. a. m.).

Im Vergleich zu Mineralölen besitzt Rizinusöl etwa die folgenden Eigenschaften:

die Dichte ist etwas größer (0,93 bis 0,97);
der Flammpunkt liegt etwa ebenso hoch (bei 280° C);
der Flüssigkeitsgrad ist geringer (18 bis 35° C);
das Verhalten bei etwa 80° C ist dem der Mineralöle gleich;
beste Betriebstemperatur etwas über 100° C;
im Verhalten gegenüber Metallen ist Rizinusöl überlegen;
ein Gefrieren tritt erst bei — 15° C ein;
Rizinusöl löst nur geringe Mengen von Benzin auf (höchstens 8 vH);
es hinterläßt beim Verbrennen keine festen Rückstände; es bleibt nur ein Rückstand von gelatineartiger, klebriger Beschaffenheit.

Rizinusöl besitzt vor Mineralöl den unleugbaren Vorzug, ein reines Naturprodukt von stets gleichartiger Beschaffenheit zu sein. Außerdem zeigt es bei gewöhnlichen Temperaturen

[1]) L'Aéronautique, Bd. 2 v. 31. Oktober 1920, S. 187 ff.

[1]) Ricinus communis L. (Euphorbiaceae).

einen geringeren Flüssigkeitsgrad, größere Adhäsion, daher bessere Schmierfähigkeit, ein geringes Absorptionsvermögen für den Betriebsstoff und keinerlei feste Überreste. Während des Krieges ist daher die Verwendung von Rizinusöl in der Fliegerei der gegnerischen Staaten allgemein geworden. Während anfangs sein Gebrauch lediglich den Umlaufmotoren vorbehalten blieb, ist später seine Verwendung auch auf alle feststehenden Motoren in den Ländern ausgedehnt worden, wo dieses Öl ohne Schwierigkeiten beschafft werden konnte, und das waren vor allem Frankreich und England.

Auch im Kraftfahrwesen stehen dem Gebrauch von Rizinusöl keine ernstlichen Bedenken entgegen.

Die Belästigung durch den üblen Geruch verbrannten oder auch nur heißen Rizinusöles fällt gegenüber den Abgasen von Benzol oder minderwertigen Betriebsstoffen kaum ins Gewicht. Zudem ist dies nur eine Frage der Gewöhnung. Unangenehmer ist das »Verkleben« des Öles. Das in den Zylindern verbrannte Öl hinterläßt, wie bereits erwähnt, einen gelatineartigen Körper, der viel schwerer als die Ölkohle der Mineralöle zu entfernen ist. Er ist nämlich nicht in Benzin, sondern lediglich in Spiritus löslich. Das Ansetzen des Rückstandes unterbleibt, wenn gleich nach dem Außerbetriebsetzen des Motors ein wenig Benzin eingespritzt wird. Besonders unbequem wird das »Kleben« dann empfunden, wenn ein Motor nach einer Ruhe von mehreren Monaten wieder in Gang gebracht werden soll. Das kommt bei Flugmotoren aber nicht selten vor.

Die Reinigung von Motorenteilen erfordert bei Rizinusölschmierung mehr Mühe. Ein einfaches Waschen mit Benzin ist nicht ausreichend. Recht wirksam ist ein Abschaben und ein Waschen mit heißer Alkalilauge (das ist aber bei Teilen aus Aluminium oder Aluminiumlegierungen nicht zulässig!). Übrigens ist die Verschmutzung nicht viel höher als bei der Verwendung von Mineralölen.

Der geringe Gehalt an Fettsäure kann nicht schädigen einwirken, solange er 0,003 vH nicht übersteigt. Rizinusöl ist unbegrenzt haltbar und kann in verschlossenen Holzfässern mindestens zwei Jahre lagern, ohne an seinen Eigenschaften Einbusse zu erleiden. Gebrauchtes Öl kann nach sorgfältiger Filtration wieder verwendet werden.

In Frankreich bietet die Beschaffung von Rizinusöl keinerlei Schwierigkeiten. Man befürwortet dort im Gegenteil die Ausdehnung des Rizinusölverbrauches, um eine vom Auslande unabhängige Ölindustrie zu schaffen. Frankreich selbst verfügt über keine nennenswerten Erdölquellen und ist daher auf die Einfuhr von Mineralölen angewiesen. Mit Hilfe seiner Kolonien in den Tropen kann es aber seinen Bedarf an Schmierölen in der Form von Rizinusöl schon jetzt selbst decken.

Die französischen Kolonien hatten vor dem Kriege nur einen geringen Anteil an der Rizinusölproduktion der ganzen Welt. Französisch-Hinterindien stellte 800 bis 1000 t Öl jährlich her. Dieses Öl war außerdem von sehr geringer Qualität, da es auf höchst primitive Weise gewonnen wurde. Die Produktion Madagaskars war ganz unbedeutend. Das meiste Öl wurde aus Indien bezogen. Von dort lieferte man jährlich 100 000 bis 110 000 t Rizinussamen. Davon erhielt Marseille 20 000 bis 30 000 t, die etwa 8 bis 12 000 t Öl ergaben, von dem ein Teil wieder ausgeführt wurde. Damals brauchte man Rizinusöl nur für Umlaufmotoren und Rennautomobile. Der Preis schwankte zwischen Fr. 0,9 und 1,9 für Öl erster Pressung, während Mineralöl Fr. 0,6 bis 1 kostete.

Während des Krieges ist die Rizinuserzeugung der französischen Kolonien bedeutend gesteigert worden. Französisch-Hinterindien führt kein Öl, sondern nur noch Samen nach Frankreich aus. Überhaupt liegt der Schwerpunkt der Ölherstellung jetzt in Frankreich selbst. Im Kriege geschah die Auspressung unter militärischer Aufsicht; dabei blieben die Abfallprodukte Eigentum der Ölmühlen. Französisch-Hinterindien konnte seit 1919 15 000 t Rizinussamen liefern. Madagaskar lieferte in den Kriegsjahren 1000 t, könnte aber bei besserer Bewirtschaftung noch weit mehr liefern. Die afrikanischen Kolonien führten 1500 bis 2000 t jährlich aus. Die in Tunis gezogenen Samen sind um etwa 10 bis 15 vH ölreicher, kommen aber für den Wettbewerb mit dem aus Indien stammenden Öl nicht in Betracht, da in Tunis infolge der höheren Löhne die Gestehungskosten größer sind. Aus Indien kamen nach Frankreich im Kriege jährlich 20 bis 25 000 t und aus Brasilien 8 bis 10 000 t Ölsamen. Es mußte also immer noch der größte Teil aus nichtfranzösischen Ländern eingeführt werden. Die Tonne Ölsamen kostete im Kriege:

Indien: Fr. 400 bis 450 (bis Mitte 1918); vor dem Kriege Fr. 120 bis 155, mit Fracht nach Marseille Fr. 250 bis 300;
Brasilien: Fr. 600;
Algier und Tunis: Fr. 1000;
Madagaskar und Französisch-Hinterindien: Fr. 500.

Der Ölpreis stellte sich danach auf Fr. 3 bis 3,5 pro kg. In Frankreich wurden 1918 etwa 800 t Öl im Monat verbraucht; für 1919 hatte man mit einem Monatsverbrauch von 1300 t gerechnet, wovon 80 vH für das Flugwesen bestimmt waren. Naturgemäß ist seit dem Abschluß des Krieges der Verbrauch an Rizinusöl für Flugzeuge stark zurückgegangen. Eine Knappheit an diesem Öl besteht jedoch in Frankreich nicht, zumal da die Amerikaner noch erhebliche Ölvorräte zurückgelassen haben.

Nach den Ausführungen von Martinot-Lagarde hat die Verwendung von Rizinusöl für Flugmotoren in den letzten zwei bis drei Jahren eine erhebliche Ausdehnung erfahren. Bei uns zwang die Knappheit an diesem Öl seit Kriegsbeginn, das Rizinusöl aus dem Motorenbetrieb zu verdrängen. Unentbehrlich erschien dieses Öl ja nur bei den Umlaufmotoren. Bis Ende 1917 etwa ist der Bau von Umlaufmotoren und ihre Verwendung an der Front, so wünschenswert sie auch vordem erscheinen mochte, durch die Knappheit an Rizinusöl erheblich beeinflußt worden[1]). Es gelang aber dann, in den Voltolölen, die durch Polymerisation vegetabiler oder tierischer Öle auf elektrischem Wege hergestellt wurden, einen brauchbaren Ersatz zu finden. Allerdings mußte auch der Umlaufmotorenbau auf die Verwendung von Ersatzölen zugeschnitten werden. Für Standmotoren ist bei uns Rizinusöl nicht zur Verwendung gekommen. Man wird aber bei dem Export von Flugmotoren nach Ländern, wo die Schmiermittelversorgung ähnlich wie in Frankreich oder den französischen Kolonien liegt, auch dabei mit einer Verwendung von Rizinusöl rechnen können.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921.

Auf Anregung der WGL wurde ein »Ausschuß für die Veranstaltung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1921« gebildet, in welchem neben der WGL der vorjährige Veranstalter sowie alle in Betracht kommenden Kreise Vertreter entsandt haben.

Die Vorarbeiten dieses Ausschusses sind soweit vorgeschritten, daß die Durchführung des Wettbewerbes nunmehr als gesichert gilt.

Die Veranstaltung wird die Ausnutzung natürlicher Windenergie beim Fluge ohne motorischen Antrieb bewerten. Vorrichtungen zur Ausnutzung der Muskelkraft des Führers gelten nicht als motorischer Antrieb. Jede Abflugsart vom Boden, auch solche mit fremden Hilfsmitteln, wird zulässig sein.

Die für 1921 verfügbaren Preise werden die Preise vom vergangenen Wettbewerb um ein Vielfaches übersteigen.

Der große Rhön-Segelflugpreis 1921 wird für denjenigen Wettbewerber ausgesetzt werden, welcher die längste Flugdauer, mindestens 5 min, erzielt hat. Der Höhenunterschied zwischen Abflugs- und Landungsstelle darf 50 m nicht überschreiten.

Ferner werden Preise für höchste Gesamtflugdauer, kleinste Fallgeschwindigkeit und größte Flugstrecke vorgesehen werden. Außerdem wird eine große Anzahl Sonderpreise zur Verteilung gelangen.

Als Wettbewerbsgelände ist wiederum die Wasserkuppe mit ihren benachbarten Hängen in Aussicht genommen.

Veranstaltet wird der Wettbewerb 1921 von dem Verband Deutscher Modell- und Gleitflugvereine und der Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes unter dem Protektorat der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Die Geschäftsstelle ist in Frankfurt a. M., Bahnhofstr. 8, zu Händen des Zivilingenieurs Ursinus. Die Ausschreibung ist bereits in mehreren Ausschußsitzungen durchberaten und wird Ende Januar veröffentlicht.

[1]) Vergl. dazu: Schwager, Die Entwicklung der Flugmotoren seit 1914, VII. Flug-Welt, Bd. 2, S. 384/385.



Gewerblicher Rechtsschutz nach dem Friedensvertrag.

Deutschland.

Dem Berner Abkommen (vgl. ZFM Heft 23, S. 334) sind neuerdings Spanien, Brasilien und Österreich beigetreten. —

Auf Grund des Versailler Vertrages können Schutzrechte, die nach dem Inkrafttreten desselben erworben werden, eingeschränkt werden. Diese Befugnis zur Einschränkung steht den alliierten Regierungen jedoch nur dann zu, wenn es im Interesse der Landesverteidigung oder des Gemeinwohls für notwendig erachtet wird. Letzteres ist allerdings sehr dehnbar. Bei Aufnahme dieser Bestimmung in den Vertrag haben sich die Alliierten auf die Bestimmung des deutschen Patentgesetzes vom 7. 4. 91 in den §§ 5 und 11 berufen.

Auch in der Schweiz gelten einschränkende Bestimmungen. Der Bundesrat kann über Erfindungen ausländischer Patentinhaber, welche im Inlande nicht in genügendem Maße ausgeführt werden, oder deren Erzeugnisse dem inländischen Gebrauch vorenthalten oder erschwert zugänglich gemacht werden, derart verfügen, daß die Erfindungen im inländischen Betrieb ausgeführt und die hergestellten Erzeugnisse in den Verkehr gebracht werden; ohne Einspruchsrecht.

In beiden Fällen erfolgt die Beschränkung auf administrativem Wege gegen Entschädigung.

Es ist noch darauf aufmerksam zu machen, daß sich die Alliierten vorbehalten haben, jede seit dem 1. August 1914 und später vollzogene Teilabtretung als null und nichtig anzusehen.

England.

Patentrechtliche Ausführungsbestimmungen zum Friedensvertrag. Die Bestimmungen treten am 20. Juli 1920 in Kraft.

Für die Übertragung eines wiederhergestellten Patentes oder für die Lizenz eines solchen ist die Genehmigung des Board of Trade notwendig.

Für einen Rechtsanspruch auf Nutznießung eines wiederhergestellten Patentes oder einer Anmeldung durch ein nach dem Krieg getätigtes Rechtsgeschäft muß die Anerkennung des Board of Trade eingeholt werden.

Die Beantragung einer Lizenz auf ein wiederhergestelltes Patent muß in zwei Ausfertigungen erfolgen, von denen eine dem Patentinhaber zugesandt wird. Letzterer kann darauf innerhalb eines Monats mit Angabe von Gründen widersprechen. Die Entscheidung über den Antrag liegt beim Comptroller.

Ein Antrag auf Nachprüfung einer vom Board of Trade, vom Custidian (Treuhänder) oder auf Grund vorstehender Bestimmungen erteilten Lizenz ist ebenfalls in zwei Ausfertigungen einzureichen, von denen eine dem Patentinhaber zugestellt wird. Widerspruch des letzteren kann innerhalb eines Monats erfolgen.

Anträge auf Enteignung, Übernahme oder Verkauf eines wiederhergestellten Patentes sind ebenfalls in zwei Exemplaren einzusenden. Patentinhaber kann Einspruch erheben. Frist ein Monat oder vom Comptroller bewilligter weiterer Termin.

Alle vorstehenden Anträge müssen Begründung enthalten. Der Comptroller kann weiteres Beweismaterial verlangen.

Ehe der Comptroller in vorstehenden Fällen zuungunsten einer Partei entscheidet, hat er mit 10 oder mehrtägiger Vorladung die Parteien anzuhören.

Japan.

Die auf Patenten, Gebrauchsmustern und Modellen beruhenden durch Art. 307 Abs. 2 des Versailler Vertrages wieder in Kraft gesetzten Rechte (Wiederherstellung von Patenten usw.) bleiben unwirksam gegenüber Personen — oder deren Rechtsnachfolgern — die vor dem Wiederinkraftsetzen der vorgenannten Rechte an den betreffenden Erfindungen, Mustern oder Modellen Rechte erworben hatten, oder die begonnen hatten, sie auszunutzen, oder die auf Grund dieser Rechte, oder unter Ausnutzung der betreffenden Erfindungen, Muster oder Modelle hergestellte Waren erworben hatten.

Verschiedenes.

Frankreich. Beschreibungen für Patente dürfen gewöhnlich 250 Linien zu je 50 Buchstaben, Zeichnungen 6 Blatt kleines oder 4 Blatt großes Format nicht überschreiten; gegen Sondergebühr ist jedoch Überschreitung zulässig. Grenze 1500 Linien und 30 bzw. 15 Blatt Zeichnungen.

Ungarn. Auch in Ungarn ist jetzt eine Patentverlängerung beschlossen. Danach können bis zum 31. 7. 14 bestehende und bis zum Inkrafttreten des neuen Gesetzes angemeldete Patente um höchstens 6 Jahre verlängert werden. Über das Verlängerungsverfahren werden noch besondere Ausführungsbestimmungen erlassen. Ferner wird eine erhebliche Erhöhung der Patentgebühren eingeführt. Eppinger.

Bücher-Besprechungen.

Kühlung und Kühler für Flugmotoren. Von Dr.-Ing. Pülz. Mit einem Anhang: Über die Elementargesetze des Kühlvorganges von Prof. Dr. Trefftz und Dr. Pohlhausen. Mit 171 Abbildungen im Text. 171 Seiten. Verlag R. C. Schmidt & Co., Berlin 1920.

Das Werk gehört als 2. Teil des VI. Bandes zu dem von Major Wagenführ herausgegebenen Handbuch der Flugzeugkunde, in welchem die von der Flugzeugmeisterei während des Krieges gesammelten flugtechnischen Erfahrungen der Öffentlichkeit übergeben werden.

Der Inhalt des Buches umfaßt im wesentlichen die Beschreibung der Versuchseinrichtungen und Versuchsverfahren für Kühlerprüfungen, die Ergebnisse der Prüfung von Kühlern und Zubehör, eine gekürzte Wiedergabe und Beurteilung fremder Kühleruntersuchungen, die Bauart und den Einbau der Flugzeugkühler.

Der Verfasser macht einleitend knappe Angaben über die vom Kühlwasser abzuleitende Wärmemenge. Diese für die Kühlergröße entscheidende Wärmezahl und ihre starke Veränderlichkeit bei den verschiedenen Motorbauarten, bei verschieden starker Luftkühlung der Zylindermäntel usw. sind nicht ausreichend gekennzeichnet. Die theoretisch errechnete Abhängigkeit der Kühlwasserwärme von der Wassertemperatur entspricht nicht den tatsächlichen Verhältnissen. Von den mitgeteilten Prüfungsergebnissen verdienen der Energiebedarf, die Druckhöhen und Fördermengen der Kühlwasserpumpen, der Durchflußwiderstand des Wassers im Kühler, die Wasserführung, der Windwiderstand, die Durchlässigkeit, die Temperaturen der Kühlanlage im Fluge besondere Beachtung. In übersichtlicher Darstellung und an Hand zahlreicher Lichtbilder werden der innere Aufbau der Kühlerelemente, die Entwicklung und Unterschiede der Kühlerbauarten und die Kühleranordnung im Flugzeug beschrieben. Die im praktischen Kühlerbau gebräuchliche Berechnungsmethode wird eingehend erläutert und ihre Anwendung an Beispielen gezeigt. Die Ansätze fremder Forscher zur theoretischen Erfassung des Kühlerproblems werden im Zusammenhang mit der gekürzten Wiedergabe fremder Kühleruntersuchungen erörtert. Bei einheitlicherer Zusammenfassung der Rechnungsansätze und der verschiedenen Versuchseinrichtungen in besonderen Abschnitten wäre der Inhalt übersichtlicher.

Das Buch macht die wertvollen Erfahrungen der Kriegsluftfahrt im Kühlerbau für den weiteren Fortschritt allgemein zugänglich und bildet einen wertvollen Beitrag zur Fachliteratur. G. Becker.

Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. (Beihefte zur Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.) München und Berlin 1920, R. Oldenbourg. 1. Jahrg. 4°.

Heft 1, September, 83 S. mit einem Titelbilde von Böttingers und 56 Abb. im Text. Preis geh. M. 32, für die Bezieher der ZFM M. 29, für die Mitglieder der WGL M. 15.

Heft 2, Oktober, 26 S. mit 38 Abb. im Text. Preis geh. M. 10, für die Bezieher der ZFM M. 8, für die Mitglieder der WGL M. 6,50.

Als Ersatz für das Jahrbuch, das fünfmal erschien und außer den Geschäftsberichten im allgemeinen lediglich die Vorträge der Mitgliederversammlungen brachte, hat die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt Beihefte zu ihrer Zeitschrift herausgegeben, von denen die beiden ersten vorliegen, das dritte Anfang 1921 erscheinen soll.

Heft 1 stellt in der Tat den sechsten Band des Jahrbuches dar. Es enthält Mitgliederverzeichnis und Satzungen (die inzwischen übrigens geändert sind), den Bericht über die fünfte ordentliche Mitgliederversammlung und die ausführliche Niederschrift der geschäftlichen Sitzung vom 10. Dezember 1919, bei der Henry von Böttinger zum letzten Male den Vorsitz führte und durch Ernennung zum Ehrenmitglied ausgezeichnet wurde. Bald darauf ist er von uns gegangen: Ein Nachruf von Prandtl leitet das Heft ein.

Es folgen die Vorträge der Versammlung: Der von Junkers über »eigene Arbeiten auf dem Gebiete des Metallflugzeugbaues«, der in einem knappen Auszuge bereits veröffentlicht wurde (ZFM S. 35, Heft 3), erscheint leider nur im Inhaltsverzeichnis und auf S. 31 mit einer kurzen Bemerkung, daß der Abdruck später erfolgen wird. Sein hoffentlich recht ausführliches Erscheinen wird von vielen mit Spannung erwartet.

Aus Baumanns Vortrag: »Die Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr« (S. 32, kurzer Auszug, ZFM S. 37, Heft 3) seien einige Punkte herausgegriffen:

Der Vorschlag, das Wort »Riesenflugzeug« zu beseitigen und nur kleine, mittlere und große Flugzeuge, letztere für mehr als sieben Personen mit freiem Verkehr im Raum der Reisenden und mit gewarteten Motoren, zu unterscheiden; die gegenseitigen Vor- und Nachteile der zentralen und dezentralen Motoranlage; freitragende Flügel; die Schwierigkeiten des Fahrgestellbaues begrenzen die Größe der Landflugzeuge; weitere Vergrößerung verspricht eine kleine Erhöhung der Wirtschaftlichkeit; die Kosten eines Betriebs mit großen Flugzeugen sind geringer; Zusammenstellung der Zeppelin-R-Kriegsflugzeuge; Berechnung der Flugweite und -Geschwindigkeit, Einfluß des Windes in verschiedenen Höhen usw. In der Aussprache weist Stumpf auf die Bedeutung der Wirtschaftlichkeit und den Wert der Riesenflugzeuge für unwirtliche Gegenden hin.

Seppeler, »Die bisherige und zukünftige Entwicklung der Flugmotoren«, kritisiert manches, was während des Krieges im Motorbau geleistet und verabsäumt wurde. Anforderungen an Höhenmotoren: »Luft ist Kraft für den Motorenbauer!«. Unterdruckkammer und Höhenprüfstände. Ein »fliegender Prüfstand« wurde nicht gebaut. Stichprober zum Messen des Benzinverbrauches; Gebläse, regelbare Vergaser und Brennstoffpumpen; neue Bauarten von Flugmotoren. In der Aussprache weist Drexler auf die Brennstoffveredlung, Lanz auf den Sauerstoffzusatz hin.

»Die Modellversuchsanstalt in Göttingen« beschreibt Prandtl mit zahlreichen Lichtbildern und Skizzen der Meßgeräte (S. 51, Auszug ZFM S. 84, Heft 6). Im Gegensatz zum alten Kanal hat der neue einen freien Strahl, in den die Versuchseinrichtungen fertig aufgebaut mit Schienen hineingefahren werden. Die Führung der Strömung, Druckregler und schwimmende Drehscheibe, die Wagen für drei und sechs Luftkraft- bzw. Momentkomponenten, der Gebläseantrieb, die Luftschraubenprüfeinrichtung und anderes mehr wird abgebildet und beschrieben. In der Aussprache wird darauf hingewiesen, daß die Anlage von Eiffel vielleicht 5 bis 10 vH günstiger ist, jedoch auf Kosten der Gleichförmigkeit im Luftstrom.

In Reißners Vortrag über »Wirkungsweise und Anwendungsbereich von verstellbaren Luftschrauben« vom aerodynamischen Standpunkt aus (S. 60, kurzer Auszug ZFM, S. 138, Heft 10) wird die schwierige Aufgabe, die gegenseitige Abhängigkeit von Flugzeug und Schraube, vor allem Schubkraft und Drehmoment, zu untersuchen, durch Variation der Grundgleichungen gelöst. Ergebnis: Verstellschrauben sind bereits hinreichend leicht und betriebssicher herzustellen (Abb. 1 u. 2 zeigen eine Ausführung), sie verkürzen Anlauf und, wenn umsteuerbar, Auslauf; für Luftschiffe mit gewöhnlichen Motoren sind sie bei starker dynamischer Höhensteuerung nützlich, bei Luftschiffen mit Höhenmotoren steigern sie die Geschwindigkeit erheblich, bei Flügzeugen mit Höhenmotoren auch Gipfelhöhe und Steigzeit, bei Flugzeugen mit gewöhnlichen Motoren bringen sie wegen der Verschiedenheit »zwischen Schnellfahrt und Steigen« »sehr merkliche Leistungsverbesserungen mit sich«; arbeiten mehrere Motoren auf eine Verstellschraube, so ist der Verlust beim Ausfallen einiger Motoren geringer, die Schwebefähigkeit kann dadurch erhalten bleiben; für die baulich schwierigere Durchmesserverstellung ergibt sich ähnliches wie für die ausgeführte Winkelverstellung; planmäßige Vergleichsflüge und allgemeine Anwendung der Verstellschrauben werden empfohlen.

Hopf, »Der überzogene Flug, seine Gefahren und seine Beeinflussung durch die Konstruktion« (S. 72, Auszug ZFM, S. 52, Heft 4). Der Flug mit umgekehrter Steuerwirkung ist nicht gefährlich, der überzogene Flug mit zu geringer Geschwindigkeit ist gefährlich. Durch eine Erweiterung der üblichen Stabilitätsrechnung auf die näherungsweise Untersuchung endlicher Schwingungen nach dem Verfahren von Fuchs und Hopf gelang es unter anderem, die Frage nach der Flugbahn im überzogenen Zustand für verschiedene Höhensteuerlagen zu beantworten. In der Aussprache weist Gsell auf die Bedeutung der Seitenstabilität hin: Das Abrutschen oder Trudeln nach dem Überziehen ist noch nicht erforscht.

»Die Form und Festigkeit der Seeflugzeugunterbauten mit besonderer Berücksichtigung der Seefähigkeit« wurde von Hering (S. 81) und Lewe (hier nur erwähnt, ausführlicher ZFM, S. 37, Heft 3 und S. 124, Heft 9) behandelt. Die Prüfung erstreckt sich auf An- und Abwassern, Rollen und Treiben bei Seegang. Die Anforderungen waren für Aufklärungs-, Bomben- und Kampfflugzeuge verschieden. Seeverkehrsflugzeuge wären in gleicher Weise zu prüfen, wenn die Firmen die Bruchgefahr tragen. Die Schwimmerformen, die den Anforderungen gerecht werden, erörterte der Vortragende nach Zahl, Verteilung und Belüftung der Stufen, Anstellung, Gestalt von Bug, Heck und Boden.

Soweit das erste Heft. Das zweite dient der weiteren Aufgabe der »Beihefte«, die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt von Aufsätzen, die ihres mehr theoretischen Inhaltes wegen schwer zu lesen sind, zu »entlasten« und den flugwissenschaftlichen Forschern eine Stelle zum Veröffentlichen ihrer Untersuchungen zu bieten.

Die Aussichten sind günstig: Die Dissertation »Tragflügeltheorie« von Betz eröffnet den Reigen (S. 1, berichtet in der Luftfahrtrundschau, ZFM, S. 134, Heft 9). Sie tut einen guten Schritt vorwärts auf den steilen Pfaden der räumlichen Strömungslehre. Im Anschluß an eine kurze Darstellung der Zirkulation von Kuttas Auftriebsformel bis zu den Arbeiten von Munk wird zunächst im Vorübergehen die schwierige Aufgabe gelöst, längs eines Flügels, bei dem die Verteilung der senkrechten »Störungsgeschwindigkeit« infolge der Randwirbel bekannt ist, die Auftriebsverteilung zu bestimmen. Aus dem Auftrieb bzw. der Zirkulation an jeder Stelle ließe sich der Flügelumriß bestimmen. Die umgekehrte Aufgabe, die Hauptfrage der Arbeit, für einen rechteckigen Tragflügel die Luftkraftverteilung zu ermitteln, führt auf eine Integro-Differentialgleichung, deren Lösung durch den Ansatz einer unendlichen Reihe zunächst für unendlich große und unendlich kleine Seitenverhältnisse, dann mit einem Näherungsverfahren auch für endliche Werte gelang. Das Ergebnis ist in Kurven dargestellt. Die gemessene Auftriebsverteilung stimmt mit der berechneten ziemlich gut überein.

Der Aufsatz von König über »die Berechnung von Luftschrauben mittels Propellerpolaren« (S. 11) gefällt vielleicht durch das blumenreiche sprachliche Gewand, in das der herbe Stoff gekleidet ist, ferner durch die erfrischende Unabhängigkeit von den zahlreichen Treibschraubentheorien, die im Laufe der letzten Jahre entstanden sind, die zum Teil einander und den Versuchen widersprechen und eine sichtende Bearbeitung dringend wünschen lassen. Hier wird von Grund aus aufgebaut: Abhängigkeit der Motorleistung von der Drehzahl, des Schraubenzugs von der Fluggeschwindigkeit, der Hinweis darauf, daß es weder auf den besten Wirkungsgrad noch auf die beste Leistung, sondern auf den besten Schraubenzug ankommt. Der Fortschrittsgrad wird bezogen auf den »effektiven Radius«, etwa 3/4 des gesamten, je nach dem Flügelumriß verschieden; die Definitionsgleichung für den Wirkungsgrad führt mit einer Näherungsfunktion für diesen, die durch Summieren von Näherungsansätzen für die Luftkräfte an den einzelnen Schraubenblattelementen gewonnen wird, auf die »zweite Hauptgleichung«, nach der der Schub so groß ist, wie bei einer Schraube mit dem Wirkungsgrad 1, aber einer Fluggeschwindigkeit, die um einen gewissen Betrag erhöht ist. Dabei ergeben sich Regeln für die beste Steigung der Schrauben, eine zeichnerische Ermittlung des Wirkungsgrades usw. Integralwerte von Auftrieb und Widerstand lassen sich in einer »Propellerpolare« darstellen, die zum »Propellerdiagramm« vervollständigt wird. Der Schlußabschnitt über das Zusammenwirken von Schraube und Flugzeug lehnt sich an die Untersuchungen des Verfassers über Steigfähigkeit an. Als wohl verwertbare Späne fallen eine Reihe Begriffsbestimmungen ab, z. B. der »effektive Staudruck«, die jedenfalls zum Klären der Verhältnisse recht nützlich sind.

Das dritte Heft soll Anfang 1921 erscheinen. Es wird einen Aufsatz von Regierungsbaumeister E. Ewald über »die Stereoskopie und ihre Anwendung auf die Untersuchung des Fliegerbildes« enthalten. Nach dem Bisherigen darf man das Beste erwarten! Everling.

Erschütterungen schwerer Fahrzeugmotoren. Von Dr.-Ing. Fritz Huber. München und Berlin 1920, Verlag von R. Oldenbourg.

Während beim normalen Kraftfahrzeug mit seiner weichen Rahmenfederung kaum Rahmenschwingungen infolge der ungleichförmigen Massenbewegung des Motors entstehen, ist dies bei der neuzeitlichen schweren Zugmaschine nicht mehr der Fall: die Rahmenschwingungen liegen höher, die Motordrehzahlen tiefer als beim Kraftfahrzeug, so daß Resonanz sehr wohl möglich und auch häufig beobachtet wird. Eine genauere Untersuchung aller einzelnen Quellen der Erschütterungen ist sowohl hier, als auch für den im Luftschiff oder Flugzeug eingebauten Motor angebracht.

In dem vorliegenden Buche werden die Schwingungsverhältnisse der schweren Fahrzeugmotoren ausführlich behandelt. Zunächst werden die auftretenden Beschleunigungen und die Massendruckkräfte analytisch ermittelt und aus ihnen mit Hilfe eines Integrationsnäherungsverfahrens die Geschwindigkeiten und die Wege der schwingenden Massen des Motorkörpers bestimmt. Unter Benutzung der Gleichung der erzwungenen Schwingung wird gezeigt, wie die kritischen Drehzahlen eines in einen federnden Rahmen eingebauten Motors berechnet werden können. An einem Vier- und an einem Sechszylindermotor werden die dargelegten Methoden angewendet und mit den Ergebnissen einer Reihe von praktischen Versuchen verglichen. Zum Schluß wird noch nebenbei die günstigste Schränkung des Kurbelgetriebes der Fahrzeugmotoren bezüglich des größten auftretenden Kolbenbahndruckes behandelt.

Das Buch stellt eine wertvolle Erweiterung der bisher vorhandenen zahlreichen Literatur über die Schwingungserscheinungen und den Massenausgleich bei Verbrennungsmaschinen dar. Auch gibt es dem forschenden Konstrukteur ein verhältnismäßig einfaches Verfahren an die Hand, um bei eingebauten Fahrzeugmotoren vor der Ausführung mit guter Annäherung die kritische Drehzahl zu ermitteln und die gesamten Schwingungsverhältnisse zu beurteilen. Um die Ergebnisse der vorliegenden Untersuchungen richtig anwenden zu können, ist ein eingehendes Studium des ganzen Buches erforderlich, wodurch jedoch die aufgewandte Mühe reichlich belohnt wird. Dr. Alt.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

Die nächste Internationale Luftfahrer-Konferenz (Fédération Aéronautique Internationale) wird in Madrid am 1. Oktober 1921 stattfinden (Vorschlag des Kommandanten Herrera). ((»La Suisse Aérienne, 20. 10. 20.) **20/09. 05.**

Über die Arbeiten der Weltluftliga (Air League of the World, 20/01. 40) erfährt man aus »Flight« folgendes.

1. Die amerikanische Luftliga (Air League of America), die der Weltluftliga angeschlossen ist, befaßt sich augenblicklich mit der Gründung von lokalen Vereinigungen (Units).

2. Für die Gründung dieser Vereinigungen sind den Unternehmern, die sie ins Leben rufen wollen, Formulare übersandt worden, welche nicht weniger als 37 Spalten für zu bildende Unterkommissionen enthalten.

3. Diese Unterkommissionen sollen sich mit der Regelung folgender Fragen beschäftigen: Luftfahrt-Büchereien, Heeres-, Marine- und Verkehrsluftfahrt, Luftsport, Küstenwache, Flugstrecken, Kartenwesen, öffentliche Sicherheit, Luftgesetzgebung, Versicherungswesen, Aero-Astronomie, Wettbewerbe, Reklame usw.

Flight spottet zwar darüber, daß Amerika mit seiner Luftliga »wieder einmal mehr abgebissen habe, als es zerkauen kann«, kann jedoch den Bestrebungen Amerikas eine gewisse neidvolle Anerkennung nicht versagen. (»Flight«, 11. 11. 20.) v. K. **20/09. 07.**

Der Luftverkehr Paris—Brüssel (20/02. 05, 08), der bisher zweimal täglich in jeder Richtung betrieben wurde, findet künftig nur einmal täglich statt. (»L'Auto«, Paris, 21. 11. 20.) **20/09. 10.**

Paris—London und zurück. Die englische Postverwaltung hat kürzlich bekannt gemacht, daß die Luftpostbeförderung 9 h vorm. ab London aufgehoben wurde. Die Verfügung ist am 17. 11. in Kraft getreten, womit zu dem Winterverkehr, der bereits im vergangenen Jahr eingeführt war, übergegangen wurde. Auf dem Flugplatz Croydon starten fernerhin täglich:
12 h mittags: 1 französisches und 1 Handley-Page-Flugzeug,
4 h nachm.: 1 Flugzeug der Aircraft-Gesellschaft.

Auf Wunsch jederzeit Einstellung von Sonderflugzeugen. Vom 2. 9. 1919 bis 30. 10. 1920 haben Handley-Page und die Cie. Messageries Aériennes 3932 Reisende (ausschl. Monteurs) und 199885 Pfund Fracht befördert und 484544 Flugkm zurückgelegt. (»L'Auto«, Paris, 17. 11. 20.) **ND 42.**

Die Handley-Page-Gesellschaft gibt bekannt, daß Frachtgüter nach dem Kontinent jederzeit befördert werden können; sie dürfen jedoch folgende Maße nicht übersteigen: a) Länge bis zu 3,6 m, Breite und Tiefe bis zu 30,4 cm, Gewicht bis zu 907 kg; oder b) Länge bis zu 1,8 m, Breite und Tiefe bis zu 0,3 m, Gewicht bis zu 907 kg. (»Flight«, 18. 11. 20.) **ND 42.**

Einen Rekordflug für Seeflugzeuge machte kürzlich Leutnant Umberto, der auf einem Savoia-Wasserflugzeug mit einem Passagier die Strecke Sesto-Calende (Italien)—Stockholm—Riga—Reval—Helsingfors—Alandinseln—schwedische Küste, insgesamt 4300 km, zurücklegte. (»Flight«, 18. 11. 20.) **20/11. 07.**

Einen Rekordflug London—Paris machte ein kleines Handley-Page-Flugzeug (Limousine) mit 2 Passagieren, das am 4. Dezember diese Strecke trotz stark böigen Unwetters in 1 h 48 m zurücklegte. Durchschnittliche Flugzeit 2½ bis 3 h. (»The Times«, 6. 12. 30.) v. K. **20/11. 08.**

Verkehrsleistungen des Luftdienstes London—Paris.
31. 10. 20 bis 27. 11. 20.

	Ausgeführte Flüge	Beförderte Fluggäste	Flüge mit		Durchschnittsflugzeit	
			Post	Ladung	Std.	Min.
31/10.— 6/11. 20	70	121	20	45	3	11
7/11.—13/11. 20	60	84	22	31	2	50
14/11.—20/11. 20	51	82	9	31	2	55
21/11.—27/11. 20	52	94	16	39	2	38

(»Flight«, 11., 18., 25. 11. und 2. 12. 20.) v. K. **20/11. 09.**

Wettbewerbe.

Ergebnis des Wettbewerbes um den Pulitzer Pokal. Preisträger: 1. Lt. Mosley, Amerika (Verville-Packard) in 44 m 29 s. 2. Kapitän Hartney (Thomas-Morse) 47 min 3 s. 3. Alb. Acosta (Ansaldo S. V. A.) 51 min 57 s. (»L'Auto«, Paris, 27. 11. 20.) Hu. **20/10. 07.**

Ein neuer internationaler (Mapelli) Wettbewerb ist vom Aeroklub von Italien, dem Luigi Mapelli hierfür einen Preis im Werte von 50000 Lire und einen Barpreis von 3000 Lire gestiftet hat, ausgeschrieben worden. Der Wettbewerb, der alljährlich wiederholt werden soll, ist nur offen für Flugzeuge, die höchstens 6 m größte Spannweite und ein Gesamthubvolumen bis zu 45,85 l haben. Der Wettbewerb wurde zum erstenmal am 7. 11. 20 ausgetragen; die Ergebnisse sind noch unbekannt. »Aerial Age«, 15. 11. 20.) **20/11. 12.**

Deutschland.

Warnung vor dem Überfliegen und Landen auf Truppenübungsplätzen. Im Hinblick auf gelegentliche Scharfschießübungen warnt das Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen vor dem Überfliegen und Landen auf den Truppenübungsplätzen:

Name	im Bereich d. Wehrkreiskommandos
1. Altengrabow	IV
2. Arys, Ostpr.	I
3. Döberitz	III
4. Grafenwöhr	VII
5. Jüterbog	III
6. Königsbrück	IV
7. Kummersdorf	III
8. Munster	VI
9. Münsingen	V
10. Neuhammer	III
11. Ohrdruf	V
12. Senne	VI
13. Sperenberg	III
14. Zossen	III
15. Hammerstein	II

wegen der damit verbundenen Lebensgefahr. Zuwiderhandelnde Luftfahrer tun dies auf eigene Gefahr. Das Reichswehrministerium hat mitgeteilt, daß es jede Haftung bei einer Außerachtlassung dieser Warnung ablehnen wird. **20/09. 01.**

Luftpost Berlin—Braunschweig—Essen/Ruhr (Gelsenkirchen) (20/08. 03).

Fahrplan:

10.00	ab ↓	Berlin	↑ an	3.30
11.45	an	Braunschweig	ab	1.45
12.15	ab	Braunschweig	an	1.15
2.30	an ↓	Essen	ab	11.00

20/09. 02.

Die Luftpost Berlin—Dortmund mit Zwischenlandung in Braunschweig wird ab 13. 12. 20 von der Deutschen Luftreederei täglich geflogen werden und die inzwischen eingestellte Luftpost Berlin—Essen (20/09. 02) ersetzen.

Flugplan:

10.00 ↓	ab	Berlin	↑ an	3.15
11.45	an	Braunschweig	ab	1.30
12.00	ab	Braunschweig	an	1.15
2.15 ↓	an	Dortmund	ab	1.00

Ein Zubringerdienst (wahrscheinlich mittels Motorrades) wird nach Dortmund, Hörde, Witten, Hagen i. Westf., Bochum eingerichtet werden. **20/10. 04.**

Die Luftpost Berlin—Bremen—Gelsenkirchen (20/05. 03) wird von jetzt ab nur noch bis Münster geflogen. **20/10. 05.**

Verkehrsleistungen der Deutschen Luftreederei. Bis zum 26. Nov. d. J. wurden im Flugdienst der Deutschen Luftreederei folgende Strecken zurückgelegt:

im Jahre 1919
auf den Linien

Berlin—Weimar	203750 km
Berlin—Hamburg	154170 »
Berlin—Hannover—Gelsenkirchen	156980 »
Berlin—Swinemünde	22440 »
Berlin—Warnemünde	32120 »
Hamburg—Westerland	4500 »
Rund- und Sonderflüge	77738 »
zus.	651698 km

im Jahre 1920, bis zum 26. Nov.
auf den Linien

Europa—Nordwestflug	63935 km
Berlin—Warnemünde	60530 »
Hamburg—Westerland	25560 »
Berlin—Leipzig	4500 »
Berlin—Frankfurt	5340 »
Berlin—Essen	11220 »
Rund- und Sonderflüge	177217 »
zus.	1000000 km

(Tägl. Rundschau vom 28. 11. 20.) **20/11. 05.**

Amerika.

Ein neues Panzer-Kriegsflugzeug (G. A. X.) ist von den amerikanischen Luftstreitkräften konstruiert worden. Es ist ausgerüstet mit 2 Liberty-Motoren von zusammen 400 PS und weist eine Geschwindigkeit von 170 km/h auf. Die Stahl-Panzerplatten, die ¾ des Rumpfes bedecken, sind ³/₈ Zoll stark. Das Flugzeug führt außer einer Batterie von Maschinengewehren auch noch ein kleines 37-mm-Geschütz an Bord. (»Aerial Age«, 4. 10. 20.) **20/09. 35.**

Ein Luftverkehr New York—Chicago mit Zwischenlandungen in Philadelphia, Harrisburg, Baltimore, Altoona, Johnstown, Pittsburgh, Akron, Cleveland, Joungstown, Erie ist von der Globe Aerial Transportation Co., die im Dezember 1919 gegründet wurde, eingerichtet worden. (»Aerial Age«, 11. 10. 20.) v. K. **20/09. 37.**

Einen Flug über den Chimborazo in 20500 Fuß (ca. 6800 m) Höhe führte der Flieger Elias Lint anläßlich der Hundertjahrfeier der Republik Ecuador aus. (»Times«, 20. 11. 20.) **20/09. 39.**

Aus den Monatsberichten der „Aero Ltd." geht hervor, daß diese Gesellschaft während der Monate Juni—September (inkl.) 2176 Passagiere befördert hat. — Im September allein betrug die Zahl der beförderten Fluggäste 322. (»Aerial Age«, 18. 10. 20.) v. K. **20/10. 20.**

Der Luftdienst Key-West—Havana (Vereinigte Staaten—Kuba) (20/04. 28) ist am 1. 11. eröffnet worden. Der Verkehr wird mit Wasserflugzeugen betrieben, die je 12 Passagiere, 450 kg Postfracht und 180 kg Gepäck befördern können. (»The Journal of Commerce«, New York, 3. 11. 20.) v. K. **20/10.21.**

Der Transkanadaflug von Halifax nach Vancouver ist von den englischen Fliegern Oberst R. Leckis, Major B. Hobbs und Kapitän Johnson trotz mancherlei Mißgeschicks und ungünstiger Wetterverhältnisse jetzt durchgeführt worden. Der Flug, zu dem am 7. Oktober gestartet wurde, führte über Ottawa, die großen Binnenseen, Winnipeg und Vernon. Unglücksfälle und Motorschäden machten wiederholt einen Maschinenwechsel erforderlich. Vancouver wurde am 14. 11. 20 erreicht. (»Aeroplane«, 17. 11. 20.) **20/11. 28.**

Kostenberechnung des Luftpostdienstes der Vereinigten Staaten. Juli 1920.

1 Meile (1,609 km).

Strecke	Verwaltung (leitendes Personal usw.)		Flugkosten		Unterhaltung	
	Doll.	M.	Doll.	M.	Doll.	M.
New-York—Washington	0,24	9,00	0,19	7,125	0,46	17,28
St. Louis—Twin Cities	1,11	41,63	0,63	23,63	2,51	94,10
New-York—Chicago	0,23	8,63	0,29	10,88	0,64	24,00
Chicago—Omaha	0,18	6,75	0,20	7,50	0,83	31,13
Gesamtverkehr	0,24	9,00	0,25	9,38	0,67	25,13

(»Aerial Age«, 18. 10. 20.) v. K. **20/11. 31.**

Über Fokkers amerikanische Pläne wird anläßlich seiner Ankunft in New York folgendes gemeldet. Fokker, mit dem sich B. C. Noorduyn, der während des Krieges Pläne für England lieferte, assoziert hat, wird seine Aufmerksamkeit außer dem kontinentalen auch dem Überseeluftverkehr zuwenden. Neben der Einrichtung eines transatlantischen Luftdienstes ist Fokker zurzeit mit dem Bau eines neuartigen Eindeckers beschäftigt, der dem kontinentalen Postverkehr dienen soll. Auch über die drahtlosen Richtungsweiser soll sich der Erfinder sehr zuversichtlich ausgesprochen haben. (»Aerial Age«, 22. 11. 20.) **20/11. 32.**

Belgien.

Die Schließung des Antwerpener Flughafens für den zivilen Verkehr ist infolge der Übernahme des Platzes seitens der Militärbehörde erforderlich geworden. Diese Maßnahme ist nur zu bedauern, da sich im Laufe des Sommers von dort aus ein reger Luftverkehr entwickelt hatte. Insgesamt wurden 1200 Passagierflüge ausgeführt. (»The Aeroplane«, 3. 11. 1920.) v. K. **20/09. 29.**

China.

Flugwesen in China. Die Regierung widmete, nachdem die maßgebenden Kreise Chinas den bedeutungsvollen Möglichkeiten, die sich aus einem Ausbau des Flugwesens für das verkehrsarme Land ergeben konnten, nur verhältnismäßig geringes Verständnis entgegengebracht hatten, erst im Jahre 1919 dieser Frage erhöhte Aufmerksamkeit und gründete ein Luftamt (Leiter General Ting-Ching), das umfangreiche Flugzeugmaterialkäufe in England tätigte. Eine Flugpostverbindung Peking—Tientsien wurde eröffnet. Ting Ching beabsichtigt jetzt nach Behebung der inneren Wirren die Einrichtung eines großzügigen Luftverkehrs, zu welchem Zwecke große Mengen Flugzeugmaterial nach China unterwegs sein sollen. Zunächst ist beabsichtigt, die Weiterführung der Linie Hongkong—Shanghai, die s. Zt. mit französischem Kapital eröffnet wurde. Auch private Kreise beginnen sich für die Entwicklung des Luftverkehrs zu interessieren. So hat sich im August d. J. eine Shanghai Chinese American Aviation Corp. (Doll. 100000 Kapital) gegründet. **20/09. 41.**

Dänemark.

Zur Einrichtung eines Flugplatzes für Kopenhagen hat das dänische Budgetkomitee die Summe von Kr 1½ Mill. bewilligt. Der bei Kastrup südlich Kopenhagen gelegene Platz (320 ha) wird für Landung von Wasser- und Landflugzeugen eingerichtet. (»Flight«, London, 21. 10. 20.) **ND 42.**

England.

Frühere Militärluftschiffe zu Handelszwecken. England beabsichtigt, die überzähligen englischen Militärluftschiffe R. 36, 37 und die früheren deutschen Marineluftschiffe L. 64, 71 — die kürzlich abgeliefert wurden — (20/03. 17) Handelszwecken dienstbar zu machen. Das Luftfahrt-Ministerium beabsichtigt, die Fahrzeuge dem Zivil-Flugdepartement zu überweisen, das demnächst Versuche mit ihnen anstellen wird. Es handelt sich zunächst darum, Erfahrungen meteorologischer Art zu sammeln, sowie Landungseinrichtungen und die für den Handelsverkehr erforderlichen drahtlosen Richtungsweiser zu erproben. Längere Versuchsflüge sollen zum ersten Male im Juni 1921 nach Malta und Ägypten unternommen werden. Die Landungseinrichtungen werden in Pulham erprobt, von wo seinerzeit das Luftschiff R. 34 seine bemerkenswerte Doppelkreuzerfahrt über den Atlantik unternahm. Die praktische Verwendung im Verkehr soll erst erfolgen, nachdem das Publikum auf Grund der Versuchsfahrten Vertrauen gewonnen haben wird. (»Times«, 25. u. 26. 11. 20.) **20/09. 13.**

Nachtflüge für den Güterverkehr (20/08. 08) auf der Strecke London (Croydon)—Paris (Le Bourget) (223 Meilen) sind zurzeit Gegenstand von Verhandlungen zwischen dem Air Ministry und den bedeutenderen Luftverkehrs-Gesellschaften.

Es ist weniger beabsichtigt, einen nächtlichen Passagierverkehr einzurichten, als vielmehr Güter auf dem Luftwege in der Nacht bei geringer Geschwindigkeit zu befördern. Auf diese Weise könnten eilige Postsendungen, die abends in London aufgegeben werden, am nächsten Morgen bereits in Paris in den Händen der Empfänger sein. Für den Nacht-Güterverkehr sollen besondere Lastflugzeuge mit 500 PS und einer Geschwindigkeit von 70 Meilen/h konstruiert werden. Zurzeit werden Versuche mit der Beleuchtung der Flugplätze Croydon, Lympne, St. Inglevert, Le Bourget gemacht und die beste Methode für Leuchtfeuer ausprobiert. Die Einrichtung weiterer Leuchtfeuer auf benachbarten Plätzen ist beabsichtigt. Für etwaige Notlandungen bei Maschinendefekten fern von einem erleuchteten Platze sollen vereinzelte Leuchtfeuer auf freiem Gelände errichtet werden in solcher Entfernung voneinander, daß die abgestoppte Maschine den Platz noch im Gleitflug erreichen kann, ev. sollen Fallschirmfackeln zur Anwendung kommen. Von ausschlaggebender Bedeutung sind bei den zurzeit stattfindenden Verhandlungen die Ansichten des auf der Strecke erprobten Führerpersonals über die Aussichten eines derartigen Nachtverkehrs. (»Times«, Nr. 42 vom 15. 11. 20.) **20/09. 18.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Neue Flügelformen und Flügelschnitte. — Flugsport, Bd. 12, 13. Okt. 1920, S. 484/485 (1 S., 5 Skizz.). W. **20/09. 01.**

Flugzeugbau. Im Metallflugzeugbau ist Prof. Junkers am weitesten vorgeschritten. Man sollte doch einen Eindecker bauen mit dicken Flügeln, 55 m Spannweite, innen 11 m und außen 5,5 m Flügeltiefe, 30 m Länge, 2,4 m Flügeldicke, großem Raum für Ladung oder Reisende im Flügel und 2 Maschinenräumen rechts und links mit 2 Zugschrauben von 6 m Dmr, getrieben durch mehrere Motoren, wie bei dem Linke-Hofmann-Einschrauben-Riesenflugzeug, das Leitwerk getragen durch 2 dünne Rümpfe hinter den Motoren. Vorteile: Große Wirtschaftlichkeit im Sparflug, großer Nutzlastanteil, größere Sicherheit im Fluge und auf dem Boden, wenn genügend große Räder vorhanden. Nachteile: Unhandliche Größe, Platzbedarf in der Halle, hoher Anschaffungspreis und großes seitliches Trägheitsmoment. »Ich meine längst, daß die Deutschen ein solches Flugzeug bauen werden.« — »A. Gunner« (Zuschrift), Aeronautics, Bd. 19, 17. Juni 1920, S. 465 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **20/10. 01.**

Flugzeugbau. Abnutzung und Versicherung von Kriegs-, Land- und Seeflugzeugen. Keine Luftverkehrsgesellschaft weiß, welchen Betrag sie für die Abnutzung ihrer Flugzeuge veranschlagen soll. Die größte Zeit seines Lebens verbringt das Flugzeug in der Halle. Dort wird der Stoff mürbe und Holzteile werfen sich. Daher von Zeit zu Zeit vollständiges Überholen. Nach 4 Jahren wird das Flugzeug, weil veraltet, nicht mehr geflogen werden. Schul- und Übungsflugzeuge bleiben länger marktfähig. Man kann für Kriegsflugzeuge eine dauernde Abnutzung von 3 vH je Monat einsetzen. Mit erstklassigen Führern kann man bei Landflugzeugen für 600, bei Seeflugzeugen für 500 Flugstunden auf einen Bruch rechnen. Je niedriger die Landegeschwindigkeit, desto größer die Lebensdauer. Am schlechtesten hält sich der Bootskörper von Flugbooten. Genaue Statistiken englischer Seeflugstationen ergaben eine Lebensdauer von 70 bis 103 Flugstunden bei Großflugbooten — nur Abnutzung des Bootsrumpfes und kein Bruch oder feindliche Einwirkung. (Daher baut man in England Seeflugzeugdocks! Der Ber.) Man kann für ein Kriegslandflugzeug 700, für ein Schwimmerflugzeug 400 Flugstunden Lebensdauer rechnen. — Veröffentlichung des Kanadischen Luftamts, Aeronautics, Bd. 19, 30. Sept. 1920, S. 246/247 (3 Sp., o. Abb.). Hn. **20/10. 02.**

Flugzeugbau. Möglichkeiten im Flugzeugbau. Man kann die Motorleistung eines 300pferdigen (englischen) Durchschnittsflugzeugs mit 1,36 t Gewicht, 193 km/h Geschwindigkeit sowie 38 m² Fläche zerlegen in:

	vH	PS
Schraubenverlust	22	66
Widerstand des Flügels	33	100
» der Stiele und Seile	10	30
» der Leitwerke	5	15
» des Rumpfes und Kühlers	22	66
» des Fahrwerkes	8	23

Der für geringe Landegeschwindigkeit nötige hohe Auftriebsbeiwert ist beim Eindecker leichter zu erzielen, aber die Spannweite und das Leergewicht wachsen und heben den Vorteil auf. Erst ein freitragender Flügel bringt Vorteile und würde im vorliegenden Falle mit einem Auftriebsbeiwert von 0,22 bei einer Gleitzahl von 1/7,4 fliegen. Ein Eindecker mit gleicher Spannweite und halber Fläche (wie ein Doppeldecker) braucht, um gleich langsam zu landen, einen höchsten Auftriebsbeiwert von 2,40 und bei dem Beiwert 0,22 eine Gleitzahl 1/7,4. Diese Zahlen werden in nächster Zukunft erreicht werden; als Profilbeiwerte sind sie jetzt schon greifbar (?), aber noch nicht für freitragende Flügel. Der Rumpfwiderstand kann durch geschickteren Bau als bisher auf ⅓ des gewöhnlichen vermindert werden. Man wird bald einsetzen können für:

Flügelwiderstand, einschl. Verspannung	130 PS
Leitwerkwiderstand	15 PS
Rumpf- und Kühlerwiderstand	40 PS
Fahrgestell (einziehbar)	0 PS
Zusammen	185 PS
Erforderliche Motorleistung bei 0,78 Schraubenwirkungsgrad	233 PS

Die Ersparnis von 67 PS bringt etwa 22 vH größere Nutzlast. Den Führer wird man bald in einen geschlossenen Raum setzen. — W. H. Sayers, The Aeroplane, Bd. 19, 13. Okt. 1920, S. 641/642 (3 Sp., o. Abb.). Hn. **20/10. 03.**

Flugzeugbau. Schwimmerflugzeug und Flugboot. — Gotthold Baatz, Der Luftweg, Bd. 4, 4. Nov. 1920, S. 2/9 (14 Sp., 6 Lichtb., 8 Zahltaf.). W. **20/10. 04.**

Flugzeugbau. Die Entbehrlichkeit des Steuerknüppels für die Stabilität des Flugzeuges hat am 6. Oktober der Flieger Fronval in Villacoublay nachgewiesen, indem er mit blockiertem Höhen- und Querruder geflogen ist. Die Firma Bréguet will den Versuch demnächst bei einer Reihe von Schauflügen mit Begleiter wiederholen, um die Patentansprüche, die bekanntlich Robert Esnault-Pelterie geltend macht, anfechten zu können. Auch Oberst Dorand hat sich gegen die Unentbehrlichkeit des Steuerknüppels für das Gleichgewichthalten ausgesprochen. Ein Flugzeug muß lediglich durch seine Form stabil sein. Die Steuerorgane dienen allein zum Lenken. Der Unterschied zwischen Knüppelsteuerung und Handradsteuer liegt nur in der Bewältigung verschieden großer Steuerkräfte. Dorand ist Anhänger der Handradsteuerung, um die Betätigung der Querruder zu erleichtern. In Deutschland besitzen kleine Flugzeuge Knüppelsteuerung, größere dagegen, besonders Riesenflugzeuge, Handradsteuerung. — Briefwechsel zwischen Bréguet und Dorand, L'Air, Bd. 1, 20. Okt. 1920, S. 17 (2 Sp., o. Abb.). W. **20/11. 03.**

Flugzeugberechnung. Der Momentenausgleich von kopflastigen oder schwanzlastigen Flugzeugen soll nicht durch Gewichte vorn oder hinten geschehen, sondern durch Ändern des Einstellwinkels der Höhenflosse bis zu 3°. Genügt das nicht, so ist die Staffelung zu ändern. Bei den JN-6H ist ein Versetzen des Oberflügels um 10 mm annähernd gleichbedeutend mit einer Änderung des Einstellwinkels der Höhenflosse um 0,1°. — Aviation, 1. Juni 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 2. Nov. 1920, S. 136, S 1206. Hn. **20/10. 06.**

Flugzeugbeschreibung. Das Fairey-Wasserlandflugzeug (vgl. 20/03. 05) ist ein dreisitziger Doppeldecker mit Schwimmern.

Flügeltiefe	1,67 m
Flügelabstand	1,70 m
Breite des Höhenleitwerkes	3,96 m
Tiefe des Höhenleitwerkes	1,45 m
Fassungsvermögen für Benzin	350 l
Fassungsvermögen für Öl	41 l

Über Gewichte und Leistungen können keine Angaben gemacht werden! — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 27. Sept. 1920, S. 556/558 (1½ Sp., 3 Skizz.). W. **20/09. 04.**

Flugzeugbeschreibung. Das Fokker-V. 1-Verkehrsflugzeug mit 185 PS-B.M.W.-Motor. — Flugsport, Bd. 12, 27. Okt. 1920, S. 501/03 (2½ S., 2 Lichtb.). W. **20/09. 05.**

Flugzeugbeschreibung. Saunders »Kittiwake«-Flugboot (vgl. 3903, ZFM S. 304 und 20/03. 05), Wasserlandflugzeug mit zwei 200-PS-ABC-»Wasp II«-Motoren.

Spannweite (in beiden Flügeln)	20,78	m
Länge	13,35	m
Höhe	4,48	m
Flügeltiefe	2,14	m
Flügelabstand, innen	2,14	m
Flügelabstand, außen	1,62	m
Tiefe der Höhenflosse	1,22	m
Tiefe des Höhenruders	0,84	m
Bootslänge	9,15	m
Flügelfläche	80,0	m²
Gesamte Fläche der Querruder	5,6	m²
Höhenflosse	6,2	m²
Höhenruder	4,18	m²
Kielflossen	3,75	m²
Seitenruder	2,6	m²
Leergewicht	1,74	t
Benzin (454 l)	0,326	t
Öl (36,5 l)	0,036	t
Nutzlast	0,55	t
Gesamtgewicht mit zwei Mann Besatzung	2,82	t
Flächenbelastung	35,1	kg/m²
Leistungsbelastung	7,0	kg/PS

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 22. Sept. 1920, S. 554/556 (4 Sp., 3 Lichtb., 3 Skizz., 1 Zahlentaf.). W. **20/09. 06.**



Flugzeugbeschreibung. Der Sportzweidecker Ormont D I, ein Entwurf des Schweizers Goldenberg, gegenwärtig im Bau, ist ein halbstieliger, verspannter Einsitzer mit hohem Torpedorumpf und einfachem Fahrgestell aus zwei Streben und Hilfsachse. Der Oberflügel ist 20 cm nach vorn gestaffelt, der Unterflügel leicht V-förmig. Querruder nur im Unterflügel. Ruder nicht entlastet. Sitz tief im Rumpf und mit Kopfstütze. Flügelprofil mit Keilschneide.

Motor (Anzani, Y-Bauart)	30—35 PS
Tragfläche	8 m²
Spannweite (Oberflügel)	5,00 m
Spannweite (Unterflügel)	4,80 m
Länge	3,50 m
Höhe	1,65 m
Rumpflänge	3,00 m
Leergewicht	80 kg
Betriebsstoffe für 3 h	30 kg
Nutzlast	90 kg
Gesamtgewicht	200 kg
Flächenbelastung	25 kg/m²
Höchstgeschwindigkeit	162 km/h
Steiggeschwindigkeit	5 m/s

(Die Leistungsangaben erscheinen, selbst in Anbetracht der guten Formgebung, stark übertrieben; zudem wird das Flugzeug als noch im Bau bezeichnet! D. Ber.) — Ed. Markiewicz, La Suisse Aérienne, Bd. 2, 20. Okt. 1920, S. 289 (2 Sp., 3 Skizz.). W. **20/09. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Das Rieseler-»Sportflugzeug-Parasol« mit Haacke-Zweizylinder-Motor. — Flugsport, Bd. 12, 10. Nov. 1920, S. 516 (½ S., 3 Lichtb.). W. **20/09. 08.**

Flugzeugbeschreibung. Amerika behauptet, im Frühjahr 1918 einen verspannungslosen Eindecker mit Motoren im Flügel gebaut zu haben. Konstrukteur W. B. Stout. Ein neues derartiges Militärflugzeug hat 30 m Spannweite, 2,1 m Flügeldicke, einen 9 m langen, 1,8 m hohen und 2,4 m breiten Raum im Flügel. 10 h Flugdauer bei 161 km/h Geschwindigkeit. Höchstgeschwindigkeit leer 246 km/h. Geringer Auslauf. 1,5 t Bomben. — Aeronautics, Bd. 19, S. 60 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **20/10. 09.**

Flugzeugbeschreibung. Das Aeromarine-Zweimotoren-Flugboot der amerik. Aeromarine Plant and Motor Co. — Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 10. Nov. 1920, S. 571 (1 Lichtb. mit Text). W. **20/10. 10.**

Flugzeugbeschreibung. Der Austin-Kestrel-Zweidecker (vgl. 3717, ZFM S. 292) mit 160-PS-Beardmore-Sechszylinder-Motor ist ein zweistieliger Rumpfdoppeldecker gewöhnlicher Bauart.

Spannweite	11,75 m
Flügeltiefe	1,83 m
Länge über alles	7,75 m
Höhe	3,12 m
Behälterinhalt (für 4 h)	220 l
Tragfläche	38,75 m²
Leergewicht	0,90 t
Gesamtgewicht mit Vollast	1,24 t
Flächenbelastung	32,1 kg/m²

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 13. Okt. 1920, S. 642 (2 Lichtb. mit Text). W. **20/10. 11.**

Flugzeugbeschreibung. Der Avia-Eindecker auf der ersten Luftfahrt-Ausstellung in Prag. — Flight, Bd. 12, 11. Nov. 1920, S. 1169 (½ Sp.); Flugsport, Bd. 12, 10. Nov. 1920, S. 518/519 (1 Lichtb. m. kurzem Text). W. **20/10. 12.**

Flugzeugbeschreibung. Der Amphibien-Wettbewerb des englischen Luftministeriums. — Moll, Illustrierte Flugwelt, Bd. 2, 10. Nov. 1920, S. 566/570 (9 Sp., 1 Lichtb., 3 Skizz.). W. **20/10. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Der Berg-Jagdeinsitzer der österreichisch-ungarischen Aviatik-Werke aus dem Jahre 1918. — Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 24. Nov. 1920, S. 600/602 (3 Sp., 2 Lichtb.). W. **20/11. 04.**

Flugzeugbeschreibung. Das Bristol-Schwimmerflugzeug ist der Bristol-Fighter (vgl. ZFM S. 262) ohne Bewaffnung auf Schwimmer gesetzt. Keine Stützschwimmer am Schwanz und Flügelspitze. Von den Knotenpunkten des Fahrgestelles laufen 4 Streben zu den Schwimmern. Kreuzverspannung in 5 Ebenen. Der Gleitboden ist ein wenig V-förmig. 6 wasserdichte Abteilungen. An dem senkrechten Hintersteven von jedem Schwimmer ein Wasserseitenruder, mit Fußhebel verbunden. — The Engineer, Bd. 80, 12. Nov. 1920, S. 488 (2½ Sp., 2 Abb.). Hn. **20/11. 06.**

Flugzeugbeschreibung. Der Nieuport-29V-Rennzweidecker vom Gordon-Bennett-Rennen mit 300-PS-Hispano-Suiza besitzt einen Sperrholzrumpf aus kreuzweise gelegten und kalt verleimten Furnieren, der durch 16 Längsholme und 4 Querschotts versteift wird. Querruder schmal und nur am Unterflügel. Oberflügel 0,225 m nach vorn gestaffelt und mit 2° V-Form. Unterflügel ohne V-Form. Fahrgestellstreben aus Holz und mit Leinwand bewickelt.

Motorleistung bei 1900 U/min.	320 PS
Spannweite oben	5,46 m
» unten	6,0 m
Flügeltiefe	1,2 m
Flügelabstand	1,35 m
Länge	6,23 m
Höhe	2,5 m
Größter Rumpfdmr.	0,98 m
Tragfläche	12,3 m²
Höhenflosse	1,25 m²
Höhenruder	0,75 m²
Kielflosse	0,44 m²
Seitenruder	0,45 m²
Brennstoffbehält. (vor d. Führer)	200 l
Ölbehälter (unter Motor)	25 l
Leergewicht	690 kg
Insasse	86 kg
Betriebstoffe	160 kg
Gesamtgewicht	936 kg
Flächenbelastung	76 kg/m²
Leistungsbelastung (bei 320 PS)	2,92 kg/PS

— L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Okt. 1920, S. 301/304 (7½ Sp., 3 Skizz., 3 Lichtb.); auch Flugsport, Bd. 12, 24. Nov. 1920, S. 551/2, 549 (1½ Sp., 1 Lichtb.). W. **20/11. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Der Smolik-»Sm.«-MilitärZweisitzer der Prager Zentral-Flugzeugwerke ist ein verspannter Doppeldecker mit Quer-V-Verstielung und einem Sperrholzrumpfboot von ovalem Querschnitt. Der Reihenstandmotor befindet sich (wie etwa bei DFW CV. D. Ber.) unter einer Blechhaube. Schmaler, rechteckiger Stirnkühler auf dem Oberflügel. Unterflügel erheblich kleiner als der Oberflügel. Nabenhaube. 8fache Sicherheit. Der 230-PS-Hiero-Motor ist von Breitfeld-Daněk nachgebaut.

Fluggewicht mit militärischer Ausrüstung	1,36 t
Höchstgeschwindigkeit	195 km/h
Steigfähigkeit auf 1,0 km	3 min 50 s
Gipfelhöhe	5,5 km

Aus dem Militär-Zweisitzer ist ein Verkehrsflugzeug mit bequemem Abteil für zwei Reisende entwickelt worden. Sämtliche Ruder entlastet und hinter Flossen. Querruder nur am Oberflügel. Oberflügel nach vorn gestaffelt. Der Aufbau des Verkehrflugzeuges entspricht dem Militär-Zweisitzer. — Flight, Bd. 12, 11. Nov. 1920, S. 1167/1169 (½ Sp., 2 Lichtb.). W. **20/11. 08.**

Flugzeugbeschreibung. Der Spad-Renndoppeldecker, mit dem De Romanet am 4. November in Buc 309 km/h erreichte, wurde von demselben Flieger bereits im Gordon-Bennett-Rennen gesteuert. Für die Höchstleistung wurde der Verdichtungsgrad des 300-PS-Hispano-Suiza-Motors erheblich gesteigert. Luftschraube Bauart Lumière. Die Kielflosse ist vergrößert, um eine bessere Richtungsstabilität zu erzielen. Der Flieger ist ganz eingeschlossen und hat keinen Ausblick nach vorn. Flächenbelastung rd. 76,4 kg/m². — Flight, Bd. 12, 11. Nov. 1920, S. 1166 (¼ Sp., o. Abb.). W. **20/11. 09.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Spad-Flugzeuge, Erbauer André Herbemont. Die neueren Flugzeuge besitzen alle einen Oberflügel mit starker Pfeil- und V-Form sowie Staffelung nach vorn. Die Zelle zeigt beiderseits einen breiten Stiel, der nach vorn und schräg nach außen geneigt ist, und Verspannung. Der Unterflügel ist gerade und trägt nicht entlastete Querruder. Höhenruder nicht entlastet, Seitenruder nur bei den schwereren Maschinen. Bei wassergekühlten Motoren finden stets Bugkühler Verwendung. Fahrgestell normal, bei den Verkehrsflugzeugen beträgt der Winkel zwischen den beiden Streben jeder Seite etwa 90°. Ober- und Unterflügel sind meist zweiteilig; der Oberflügel wird mittels Baldachinverstrebung, deren Schenkel nach außen geneigt stehen, mit dem Rumpf verbunden. Der Renneinsitzer S 20bis ist die einzige Walfisch-Bauart. Beschreibung von S. 20 bis S 39. — L'Air, Bd. 1, 20. Okt. 1920, S. 20/21 (4 Sp., 6 Skizz. mit vertauschten Unterschriften). W. **20/11. 10.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue Waterman-Dreisitzer, Muster 3-L 400, ein zweistieliger Rumpfdoppeldecker, der Anlehnung an das Le-Pere-Heeresflugzeug zeigt. Die beiden Flügel sind gleich groß, ohne Pfeil- und V-Form und tragen doppelte, nicht entlastete Querruder. Oberflügel 0,66 m nach vorn gestaffelt. Stiele in Rahmenbauart ohne Tiefenverspannung. Profildrahtverspannung. Rumpf: Sperrholzboot mit rechteckigem Querschnitt. Höhen- und Seitenruder entlastet und an Flossen angeschlossen. Fahrgestell mit drei Streben auf jeder Seite. Führersitz vorn, dahinter ein offener Sitzraum für zwei Reisende. Die vorderen Baldachinstreben tragen

beiderseits einen schmalen und hohen Standkühler. Höhenleitwerk mit der Kielflosse verstrebt. Flügel, Stiele und Fahrgestellstreben aus Holz und Sperrholz, Ruder aus Stahlrohr. Zwei Windflügel-Zahnradpumpen befördern den Brennstoff von zwei Hauptbehältern zu einem Falltank. Alle drei Tanke liegen im Rumpf. Knüppelsteuerung. »Verkehrsflugzeug.«

Motor . . . . Liberty	400 PS
Flügelprofil	R.A.F. 15
Tragfläche	44,1 m²
Leergewicht	1284 kg
Nutzlast	608 kg
Flächenbelastung	42,7 kg/m²
Leistungsbelastung	4,7 kg/PS
Flächengewicht	7,3 kg/m²
Höchstgeschwindigkeit	192 km/h
Landegeschwindigkeit	69 km/h
Durchschnittsgeschwindigkeit	145 km/h
Steigzeit . . . . 3,05 km in	8 min
Gipfelhöhe nur mit Führer	9,2 km
Flugweite bei Höchstgeschwindigkeit .	760 km
Flugweite bei Durchschnittsgeschwindigkeit	920 km

— Aerial Age Weekly, Bd. 12, 1. Nov. 1920, S. 225/227 (4½ Sp., 2 Lichtb., 3 Skizz., 1 Zahltaf.). W. **20/11. 12.**

Flugzeugteile. Die McCabe-Seilmuffe besteht aus zwei der Länge nach nebeneinander hart gelöteten Kupferrohren, in die das zu verbindende Seil eingesteckt und durch Verdrehen des Ganzen ausreichend befestigt wird. — J. E. McCabe, Aviation, 5. Aug. 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 26. Okt. 1920, S. 97, S. 1260. Hn. **20/09. 09.**

Flugzeugteile. Der Dayton-Wright-Renneindecker vom Gordon-Bennett besitzt voll aus Holz geschnittene Flügel, also keine Flügelholme, Rippen od. dgl. Das Material, Balsa-Holz, soll leichter als Kork sein. Es ist nicht so fest wie die im Flugzeugbau gebräuchlichen Holzarten. Es kann aber wegen seines geringen Gewichtes in der erforderlichen Stärke gebraucht werden. Ober- und Unterseite des Flügels sind mit dreifach verleimtem Sperrholz bekleidet. So wird der Flügel sehr fest; über das Flächengewicht, das offenbar sehr klein ist, konnten keine Angaben erhalten werden. Der Dayton-Wright-Eindecker soll demnächst in Paris ausgestellt werden. (Balsa-Holz ist bisher in Europa kaum bekannt geworden; in den Vereinigten Staaten wurde vor einiger Zeit mit Nachdruck auf seine Verwendung im Flugzeugbau hingewiesen. Spez. Gewicht 0,12, Reißlänge gut, Druckfestigkeit gering. Über die hygroskopischen Eigenschaften ist hier nichts bekannt. D. Ber. — Flight, Bd. 12, 7. Okt. 1920, S. 1059 (½ Sp., 1 Abb.). W. **20/10. 16.**

Flugzeugteile. Versuche an Sperrholzrümpfen zeigten, daß Boote mit 4 Längsholmen, Streben und verleimter sowie verschraubter Sperrholzbeplankung dem Holzdrahtboot und dem Wickelfurnierrumpf überlegen sind. Es ist vorteilhaft, Sperrholz aus weichem, dickem Holz mit Fasern in der Längsrichtung des Rumpfes und einer dünnen Schicht Hartholz außen, sowie kräftige Holme zu verwenden. Die Versteifung der Haut durch Streben ist nicht schwierig, besonders starke Streben sind nicht nötig. Die Haut wird beträchtlich versteift durch Einlagern von Baumwollstoff zwischen die Holzschichten. An hochbeanspruchten Stellen darf keine Haut sein. Der obere Rumpfholm ist am Sitz zu versteifen. Die Streben müssen örtliche Festigkeit gewähren. Sehr sorgfältige Arbeit ist nötig. — Bulletin of the Experimental Departement, Airplane Engineering Division, U. S. A., Bd. II, Nr. 1, Okt. 1918, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 9. Nov. 1920, S. 173, S 1171. Hn. **20/10. 18.**

Flugzeugteile. Eigenschaften von Holz mit 10 vH Feuchtigkeit. Die 130000 Versuche an Hölzern der amerikanischen Landwirtschaftsabteilung sind dadurch, daß nirgends der Feuchtigkeitsgehalt bestimmt wurde, für den Flugzeugbau wertlos. Wenn jener sich nur 1 vH ändert, so ändern sich die meisten Eigenschaften durchschnittlich um 4 vH.

Daher wurden nochmals Hölzer mit bestimmtem Feuchtigkeitsgehalt geprüft. Bei Seeflugzeugen kann man mit 15 vH Feuchtigkeit rechnen, bei Landflugzeugen jedoch, besonders für ofentrocknes Holz, mit 10 vH. Das letztere ist mindestens 20 vH fester als das Holz mit 15 vH Wassergehalt. Mit Erfahrungsformeln kann man die Festigkeit bei verschiedenem Feuchtigkeitsgehalt bestimmen. Die Zahlentafel bezieht sich nur auf rechteckigen Querschnitt. Das Elastizitätsmaß von runden Querschnitten kann mit einer Erfahrungsformel gefunden werden.

In der Regel sollte das Holz am Flugzeug nur bis zur Elastizitätsgrenze beansprucht werden. Die Bruchlast ist oft sehr viel größer als diese. Im Fluge auftretende größere Belastungen sind meist so kurz, daß sie leicht überstanden werden. Dreh- oder Schrägwuchs vermindert die Festigkeit bis zu 15 vH. Faserneigungen von mehr als 1 : 15 dürfen nicht verwendet werden.. — (Fortsetzung folgt.) B. C. Boulton und R. L. Hawkinson, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 13. Sept. 1920, S. 11/30 (6½ Sp., 2 Zahltaf., 1 Abb.). Hn. **20/11. 13.**

Funktelegraphie. Elektrische Ausrüstung. Auf der vierten internationalen Wirtschafts-Motorenausstellung, die am 15. Oktober in London eröffnet würde, zeigte Newton Brothers (Derby) Ltd. neue elektrische Maschinen für den Luftfahrtgebrauch. Eine durch Windrad angetriebene Dynamo leistet bei 4000 U/min und 1500 V 150 W und wiegt 5,2 kg. Ein etwas größeres Muster besitzt eine besondere Erregermaschine, um bei Verwendung für drahtlose Telephonie die Schwingungen bei der Stromumkehr auszugleichen. Ausgestellt waren ferner eine Niederspannungsmaschine zum Heizen der Fliegerkleidung und ein Generator mit Motorantrieb, der bereits auf dem Luftschiff R 34 beim Überqueren des Atlantischen Ozeans Verwendung gefunden hat. Der Generator wird von einer Sammlerbatterie angetrieben, wiegt 5,12 kg und ist bei 76 mm Dmr. 304 mm lang. Seine Leistung beträgt bei 6000 U/min und 1200 V 160 W. — Electrical Review, London, Bd. 87, 12. Okt. 1920, S. 517 (½ Sp., 1 Lichtb. d. Motorengenerators). W. **20/09. 10.**

Lichtbildwesen. Das Luftbild im Dienste der Technik. — F. Haase, Hawa-Nachrichten, Bd. 3, Okt. 1920, S. 7/14 (10½ Sp., 3 Lichtb.). W. **20/10. 19.**

Lichtbildwesen. Laufbild und Luftfahrt. Eine (französische Nachahmung der) »Zeitlupe« wird von J. Debrie, Paris, Rue St. Maur 111, in den Handel gebracht. Der Aufnahmeapparat macht 250 Aufnahmen/s, die bei der üblichen Wiedergabe mit 16 Bildern/s mit $^1/_{15}$ Geschwindigkeit erscheinen. Er ist besonders für Luftfahrtzwecke geeignet. Versuche mit ähnlichen Schnellbildeinrichtungen wurden im Kriege vom englischen Kriegsamt ausgeführt. Nach dem Kriege brachten auch Pathé Frères eine ähnliche Filmbildkammer unter dem Namen »Ultra-Rapid« heraus. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 20. Okt. 1920, S. 682 (1 Sp., o. Abb.). W. **20/10. 20.**

Lichtbildwesen. Die Photographie aus der Luft. — A. Miethe, Prometheus, Bd. 32, 15. Nov. 1920, S. 64/66 (4½ Sp., 6 Luftbildaufn.). W. **20/11. 15.**

Luftschiffbau. Luftschiffe als Verkehrsmittel mit besonderer Berücksichtigung ihrer Wirtschaftlichkeit. — Walter Leyenstetter, ZFM, Bd. 11, 30. Okt. 1920 und 15. Nov. 1920, S. 297/302 und 309/313 (21 Sp., 8 Schraub., 1 Zahltaf.). E. **20/10. 21.**

Luftschiffbau. Einfluß der Verbiegung auf die Biegespannungen in einem Starrluftschiff. Die Längsträger erhalten Zug- und Querkräfte infolge des Gasdrucks, sowie Zug und Druck infolge der Biegung des Gerippes als Träger. Diese letzteren Kräfte darf man aber wegen des großen Dmrs. im Verhältnis zur Länge nicht mit der üblichen Annahme ebener Querschnitte berechnen. Nach Versuchen an einem sechsseitigen Modell, dessen 5 Ringe nacheinander belastet wurden, sind die Kräfte in den Diagonaldrähten des anliegenden Feldes um so genauer proportional dem Produkt aus Drahtquerschnitt und Sinus der Neigung der betreffenden Seitenfläche, je kürzer das untersuchte Stück ist; für größere Trägerlänge überwiegt die Proportionalität mit der Neigung. Die Strebenkräfte nehmen dann nahezu geradlinig nach außen hin zu. Dasselbe ergibt sich aus Beziehungen für die Formänderungen abhängig von den Seilkräften sowie bei der Anwendung auf ein Luftschiffgerüst von regelmäßig vieleckigem Umriß mit gleichen Diagonaldrähten. — E. H. Lewitt, Aeronautics, Bd. 19, 9. Sept. 1920, S. 196/198 (6 Sp., 5 Skizzen bzw. Schaulinien, 1 Zahltaf.). E. **20/10. 22.**

Luftschrauben. Allgemeine Bemerkung über Treibschrauben. Aus einem Vergleich der Hubschrauben und ähnlicher Vorrichtungen mit einer Einrichtung zum Erzeugen eines Strahles mit örtlich und zeitlich konstanter, rein achsrechter Geschwindigkeit folgt, daß diese den höchstmöglichen Schub liefert. Der Gütegrad einer Schraube mit überall gleicher Steigung ist bestenfalls 0,5. Die Strömgeschwindigkeit ist dabei notwendig nicht rein achsrecht. Die gemessene Leistung stimmt mit der nach Euler (Drehmoment gleich Schwungänderung) berechneten überein, ist aber größer als ein anderer Wert, der aus einem (freilich falschen! D. Ber.) Ansatz nach der Energiegleichung folgt.

Frühere Versuche über den Höchstdruck an einer plötzlich angeströmten Scheibe geben das Doppelte der Berechnung auf Grund sinusförmigen Druckverlaufes. Erklärung: Die gegen die Platte ruhende Flüssigkeitsmasse. Der Kutta-Schukowskische Satz folgt als Sonderfall eines hydrodynamischen Satzes von Lord Kelvin. Die tatsächlich vorhandenen Wirbelringe im Falle der Scheibe oder einer plötzlich anfahrenden Schraube ändern die Kräfte. — D. Riabouchinski, Bulletin de l'Institut Aérodynamique de Koutchino, Bd. 6, S. 77/87 (10½ S., o. Abb., 2 Zahltaf.). E. **20/09. 12.**

Luftschrauben. Wasserdichtmachen von hölzernen Luftschrauben. Eine Tränkung mit harzdickem Phenol ist sehr wirksam, erfordert aber vollständig trockenes Holz. Paraffin- und Wachsanstriche gewähren keinen Schutz. Ein Metallüberzug nach dem Spritzverfahren ist unbefriedigend, da er durch die Fliehkraft abgestreift wird. Gute Ergebnisse hatte das folgende Verfahren (das wahrscheinlich auch bei dem Dayton-Wright-Eindecker vom Gordon-Bennett-Rennen Anwendung gefunden hat, d. Ber.): Holz grundieren und polieren, dann mit einer Goldleimflüssigkeit bestreichen und mit dünnen Aluminiumblättern belegen. Nach dem Trocknen wird die Oberfläche mit einem sehr wasserdichten Anstrich versehen. Aluminiumblätter (»Aluminiumschaum«) sind zu bevorzugen.

Versuche mit einem elektrolytischen Kupferüberzug ergaben guten Widerstand gegen das Eindringen von Feuchtigkeit, aber geringe Haltbarkeit. Gute Erfolge lieferte ein 3-mm-Hartgummiüberzug. Überziehen mit einem guten Spatlack hatte, besonders nach vier Anstrichen, ausgezeichnete Ergebnisse. Die Versuche wurden vom amerikanischen Forstamt ausgeführt. — Flugtechnischer Bericht des amerikanischen Marine-Bauamtes, Journal of The Franklin Institute, Bd. 189, Mai 1920 (½ S., o. Abb.). W. **20/09. 14.**

Luftschrauben. Die Abhängigkeit des Propeller-Wirkungsgrades vom Anstellwinkel des Propellerblatts. — Hermann Borck, ZFM, Bd. 11, 15. Nov. 1920, S. 313/314 (3 Sp., 1 Schaub., 1 Skizze, 3 Zahltaf.). E. **20/10. 23.**

Luftschrauben. Eine neue Treibschraubentheorie. Die Erfahrungstheorie von Drzewiecki (1892), die das Flügelblattelement nach den Strömungsgesetzen für Tragflügel behandelt, stimmt nicht genau genug zu den neueren Windkanalversuchen (Ende 1916), konnte jedoch durch Berücksichtigen der Einströmgeschwindigkeit der Erfahrung wieder angepaßt werden. Sie ist aber insofern nicht richtig, als sie den »Abwind« hinter jedem Schraubenflügel, der den nächstfolgenden beeinflußt, gegen die Ablenkung des Luftstroms am Flügelblatt selbst vernachlässigt. Da man die Größe des Abwinds nicht kennt, nimmt man an, daß er sich ebenso wie die Einströmung berechnen läßt, ferner, daß er das einzige und allein zuverlässige Maß für Schub, Drehmoment und Einströmgeschwindigkeit sei. Wendet man dann den Antriebsatz an, so ergibt sich die Analogie mit Tragflügeln als unvollständig.

Nach neueren Versuchen der englischen Physikalischen Reichsanstalt kann die »Einströmungstheorie« durch Ändern des Schlupfbeiwertes mit der Erfahrung in besseren Einklang gebracht werden.

Bei der Berechnung ist neben der radialen auch die Umfangs-Ungleichförmigkeit der Strömung zu berücksichtigen. Auch bei Einführung einer mittleren Strömgeschwindigkeit für alle Punkte eines Querschnitts auf einem Kreiselement weicht der Schub vom Ergebnis der einfachen Theorie ab. Durch einen Faktor lassen sich die Geschwindigkeiten in Einklang bringen. Die Abwindgeschwindigkeit ist bei der Berechnung des Schubs vernachlässigt. Doch ist Hendersons Ansicht, daß die Beschleunigung vor der Schraube zum Schub nicht beiträgt, unrichtig; anderseits wirkt diese Beschleunigung auch nicht im vollen Betrage: der Abwind ist abzuziehen. Aus einer Darstellung der Analogie zwischen Tragflügel und Schraubenblattelement folgt der wirksame Anstellwinkel. Für den allein noch unbekannten Berichtigungsfaktor für die Geschwindigkeit, der zwischen 0 und 1 liegen muß, sind geeignete Annahmen zu machen. Die »mittlere Tiefe« des Luftstroms, der von einem Blattelement erfaßt wird, läßt sich aus einer Betrachtung des abgewickelten Schraubenkreises abhängig von jenem Faktor bestimmen. Damit ist der Anstellwinkel bekannt.

Für den Fall unendlich langer Schraubenflügel verschwindet der »Abwind«, also gerade für den Fall der Theorie von Drzewiecki, die demnach ein Sonderfall dieser neuen Rechnung ist.

Diese gilt freilich nur für die Standschraube. Die Ausdehnung auf die Fahrt folgt später. In der Nähe der Flügelspitzen ist der Auftriebsbeiwert zu ändern, um Rechnung und Messung in Einklang zu bringen. — M. A. S. Riach, A new theory of the screw propeller, Aeronautics, Bd. 19, 22. und 29. Juli 1920, S. 85/88 und 98/100 (12 Sp., 3 Abb.). E. **20/11. 16.**

Meßgeräte. Anwendung eines neuartigen Abschätzungsverfahrens der Luftnavigation: Man verfolgt einen Erdpunkt in einem Fernrohr, das durch eine Parallelführung mit einem Schreibstift verbunden ist, drückt diesen von Zeit zu Zeit nieder und zeichnet so die scheinbare Bahn des ruhenden Gegenstandes, bei Nacht über dem Wasser auf einer Phosphorkaliumbombe, als punktierte Linie auf. Daraus läßt sich der mittlere Abdrängungswinkel und damit der Wind bestimmen, also der Flugweg berichtigen. Die Erprobung bei einer Fahrt des Luftschiffes A. T. 19 über 650 km lieferte genaue Windbestimmungen. Die Abweichungen vom rechnerischen Weg konnten unter 10 km gehalten werden, trotz der geringen Fahrthöhen, die wegen Böen und rascher, scheinbarer Bewegung der Erdpunkte das Messen erschwerten. — Le Prieur, L'Air, Bd. 1, 5. Nov. 1920, S. 13/14 (3½ Sp., 1 Skizze des Gerätes, 3 Schaub. von Meßkurven). E. **20/10. 24.**

Meßgeräte. Instrumente zur Geschwindigkeits- bzw. Volummessung gasförmiger und tropfbarflüssiger Körper: Manometer bzw. manometrische Geschwindigkeitsmessung in der Luftfahrt. — P. Biber (Abschnitt aus einem längeren Aufsatz), Zeitschrift für Feinmechanik, Bd. 281, 20. Sept., 5. und 20. Okt., 5. Nov. 1920, S. 136/137, 146/147, 152/154 und 161/163 (14 Sp., 12 Abb., 2 Zahltaf.). E. **20/11. 18.**

Motorbeschreibung. Der luftgekühlte Zweizylinder Haacke-Motor. — Flugsport, Bd. 12, 10. Nov. 1920, S. 516/517 (1 S., 2 Lichtb.). W. **20/09. 16.**

Motorbeschreibung. Vergleich zwischen deutschen und ausländischen Motoren. — Otto Schwager (Erwiderung auf den Aufsatz von Fuhrberg im Motorwagen 1919, S. 40). Der Motorwagen, 10. Nov. 1920, Bd. 23, S. 587 bis 589 (6 Sp., o. Abb., 1 Schaub. der Einheitsgewichte abhängig von der Flugzeit, 6 Zahltaf. m. Abmessungen, Leistungen u. Gewichten). W. **20/11. 19.**

Motorbeschreibung. Der Bréguet-Vierfachmotor. Ein Großflugzeug mit 4 auf eine Schraube gekuppelten Motoren läßt sich infolge der Widerstandsverminderung 100 km/h schneller bauen als ein gleich starkes dezentrales. Bréguet baut vier Achtzylinder-Reihenstandmotoren, die mit Kettenrädern ein gemeinsames mit der Luftschraube elastisch gekuppeltes Rad treiben. Eine selbsttätige Vorrichtung entkuppelt die Antriebsräder, wenn das Drehmoment unter einen bestimmten Wert fällt, durch Verschieben in der Achsrichtung und schneidet die Gaszufuhr ab. (Kann man sich eine verwickeltere Einrichtung, die mehr Versagermöglichkeiten bietet, denken? Die elastische Kupplung liegt zwischen Schraube und Zahnrad! D. Ber.) Die Zylinder haben 110 mm Bohrung und 160 mm Hub. Einlaßventile 34,5 mm, Auslaßventile 50,5 mm Dmr. Ein Auspuffsammler zwischen je zwei Motoren. Für je zwei Zylinder 1 Vergaser (im Flugzeug also im ganzen 16. D. Ber.) Aluminiumkolben. — E. H. Lémonon, L'Aviation Commerciale, April und Mai 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 16. Nov. 1920, S. 211, A. J. 1027. Hn. **20/11. 20.**

Motorbeschreibung. Der Packard-Zwölfzyl.-60°-V-Motor hat 146 mm Bohrung und 165 mm Hub. Ein Doppelvergaser unter dem Kurbelkasten. 400 PS bei 1235 U/min, 500 bei 1570 U/min und 585 bei 1925 U/min. Brennstoffverbrauch bei Höchstleistung 226 bis 236 g/PSh, ein wenig gedrosselt 204 g/PSh. — Aeronautics, Bd. 19, 23. Sept. 1920, S. 221 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **20/11. 21.**

Motorverdichtung. Das Problem des Kreiselverdichters. Durch Anschluß einer Abgasturbine zum Antrieb des Vorverdichters wird die Motorleistung verkleinert. Versuche darüber wurden an einem wassergekühlten 220-PS-12-Zyl.-V-Flugmotor mit 1600 U/min, 114 mm Bohrung und 139 mm Hub, sowie Verdichtungsverhältnis 4,7 gemacht. Der Auspuff konnte gedrosselt und mit einer Unterdruckkammer verbunden werden. Die Luft zum Vergaser wurde unmittelbar aus der freien Atmosphäre entnommen.

Ergebnisse: 1. Wenn der Druck der Einlaßseite den der Auslaßseite übersteigt, wächst die Motorleistung entsprechend und praktisch unabhängig von der Drehzahl.

2. Wenn der Luftdruck im Einlaß atmosphärisch und der im Auslaß niedriger, so ist die Leistung um den 0,18fachen Überdruck in der Ansaugleitung (in kg/cm²) größer. Die Bauart des Motors ändert daran ein wenig.

3. Im umgekehrten Falle ist der Verlust größer, gleich dem 0,18fachen Überdruck im Auspuff vermehrt um das 0,24fache Quadrat des Überdruckes. Kein wesentlicher Unterschied bei verschiedenen Motoren.

4. Ein Vergrößern des Druckes im Ansaugrohr erhöht den volumetrischen Wirkungsgrad und vermindert den Brennstoffverbrauch, im vorliegenden Falle um 5 vH.

5. Druckerhöhung am Einlaßventil verbessert den thermischen Wirkungsgrad und vermindert den Umfang der durch das Kühlwasser umgesetzten Wärme — wichtig für den Kühlerbau! Wenn der Druck im Auslaß erniedrigt wird, so wird dem Wärmeäquivalent der Mehrleistung entsprechend weniger Wärme durch das Kühlwasser abgeführt. — R. Devillers, Aeronautics, Bd. 19, 16. Sept. 1920 (1½ Sp., o. Abb.). Hn. **20/10. 25.**

Übersetzungen oder ausführliche Auszüge stehen gegen besondere Verrechnung zur Verfügung. Bestellungen sowie Anfragen, Mitteilungen, Anregungen usw. sind unter »Betrifft Luru« zu richten an: Die Schriftleitung der ZFM, z. Hd. Hauptmann a. D. G. Krupp, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40.

Zum Kennzeichnen der Berichte genügt Angabe der Zahlenbezeichnung am Schluß.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

2. Heft 31. Januar 1921 12. Jahrgang

Die Kosten der Luftreise.

Von Alexander Baumann.

Allgemein wurde erwartet, daß nach Beendigung des Krieges ein umfangreicher Luftverkehr beginnen würde. Über zwei Jahre sind inzwischen verflossen, und man kann heute sagen, daß nur in sehr bescheidenem Maß die Erwartungen erfüllt sind. Abgesehen von Deutschland, wo ja besondere Verhältnisse herrschen, entsprechend der Willkür derer, die trotz des Friedensschlusses als unsere Feinde auftreten, ist in den Ländern der Siegerstaaten allem Anschein nach von einem lebhaften Luftverkehr kaum zu reden. Selbst die von Haus aus denkbar günstigste Linie Paris—London wird angeblich heute, nachdem der Reiz der Neuheit vorüber ist, weniger als zu Anfang benutzt, so daß ein Betrieb nur mit Staatsunterstützung auf die Dauer lohnend erscheint. Nach den Ausweisen anderer günstiger Linien werden täglich 1 bis 2 Personen befördert. Das sind mehr als bescheidene Zahlen. Bleibt der Postverkehr. Aber dieser ist wohl für sich allein kaum sehr ernst zu nehmen und stellt mehr eine Unterstützung als eine vollwertige Einnahme eines Flugunternehmens dar. Auch ist der Vorteil einer Briefbeförderung durch das Flugzeug wohl kaum so groß, daß sich diese Beförderungsart in Rücksicht auf Zeitersparnis dauernd rechtfertigen ließe. Es sei denn, daß der Verkehr über sehr große Strecken ginge.

Aber auch dann ist der Wert zweifelhaft. Was will es besagen, wenn wöchentlich zweimal die Post im Flugzeug von Paris nach Warschau befördert wird, wenn die Bahnfahrt nach Warschau nur gegen 24 h dauert und wenn das Postflugzeug nach einer Notlandung 1½ Tage in Stuttgart liegen bleibt?

Nur ein regelmäßiger und ausgedehnter Personenverkehr kann auf die Dauer einen erfolgreichen Luftverkehr verbürgen.

Es fragt sich, welche Umstände stehen dem entgegen? Zum ersten sicher das Mißtrauen, das noch heute von den meisten dem Flugzeug entgegengebracht wird. Eine Reise im Flugzeug kostet dem einzelnen ungefähr den gleichen Entschluß wie eine Expedition an den Nordpol. Das wird sich nur mit der Zeit ändern, und nur dann, wenn die Reise als Gesellschaftsfahrt, an der zahlreiche, mindestens 10 Personen, teilnehmen, ausgeführt werden kann. Dazu sind Großflugzeuge erforderlich.

Zweitens muß die Fahrt wirkliche Vorteile bieten, d. h. nennenswerte Zeitersparnis verbürgen.

Ich habe a. a. O.[1]) gezeigt, daß eine Zeitersparnis wie sie für geschäftliche Maßnahmen ins Gewicht fällt, dann erreicht werden kann, wenn man an einem Tag Hin- und Rückreise oder wenigstens die Rückreise so bewerkstelligen kann, daß eine Rückkehr noch vor Bureauschluß erfolgt. Damit ergeben sich als zweckmäßig Flugstrecken von etwa 350 bis 600 km. Immerhin setzt eine solche Luftverbindung, wenn sie genügend stark benutzt werden soll, zwischen den betreffenden Orten einen außergewöhnlich regen Geschäftsverkehr und geschäftlich stark bewegte Zeiten voraus. Über diese Entfernungen hinaus wird in bezug auf Zeitersparnis der Luftverkehr erst lohnend, wenn es sich um 1000 und mehr km Entfernung handelt. Die Zahl der günstig liegenden Verkehrsstrecken, die bei mäßiger Länge einen regen Verkehr auch in geschäftlich ruhiger Zeit verbürgen, ist also nicht allzu groß. Große Strecken aber setzen die Zusammenarbeit mehrerer Länder voraus. Sie bedingen aber noch mehr als kleinere Strecken die Verwendung von Großflugzeugen, wenn nicht die von Luftschiffen.

Drittens, und das scheint mir besonders wichtig, muß der Preis für eine Fahrt kleiner sein, als das heute der Fall ist. Es fragt sich, wie das erreicht werden kann und welche Maßnahmen dazu erforderlich sind?

Dazu ist es nötig, sich über die Zusammensetzung der Kosten einer Beförderung im Flugzeug Klarheit zu verschaffen.

Am nächstliegenden ist es, an eine Verminderung der unmittelbaren Betriebskosten, bedingt durch Benzinverbrauch, Führerkosten und Flugzeugamortisation zu denken und dem Flugzeugerbauer die Aufgabe, den Luftverkehr zu verbilligen, zuzuschieben.

Es interessieren deshalb zunächst die Kostenanteile, die durch technisch-konstruktive Umstände bedingt sind, insofern, als sie unter Umständen geeignet sind, uns Fingerzeige zu geben, in welcher Richtung vorzugehen ist, um die Kosten des Flugverkehrs zu verringern. Diese Kostenanteile sind: Benzinverbrauch, Führer- und Besatzungskosten, Unterhaltungskosten, Abnutzungs- und Amortisations- bzw. Anschaffungskosten des Flugzeugs.

Dabei sind die Benzinkosten ohne weiteres berechenbar, ebenso die Führer- und Besatzungskosten. Für Bestimmung der weiter angegebenen Kosten werde in der Weise vorgegangen, daß angenommen wird, die Lebensdauer eines Flugzeugs hänge in erster Linie ab von der Zahl der mit ihm ausgeführten Landungen, da zweifelsohne die Landung die stärkste Abnutzung des Flugzeugs darstellt. Das ist nicht nur insofern der Fall, als fast alle Ausbesserungsarbeiten am Flugzeug — abgesehen vom Motor — auf Beschädigungen bei schlechten Landungen zurückzuführen sind, sondern auch insofern die Landung und in ihrem Gefolge die Erschütterungen, denen das Flugzeug ausgesetzt ist, im Laufe der Zeit zu einer Lockerung aller Verbände führt, die zuletzt das Flugzeug weiterhin unbrauchbar macht.

Es wird bei einer solchen Berechnung der Lebensdauer eines Flugzeugs weiterhin davon ausgegangen, daß zwischen vorgesehenen Landungen auf vorbereitetem, bekanntem Boden und zwischen Notlandungen zu unterscheiden ist und daß die Notlandungen eine stärkere Abnutzung und darüber hinaus gegebenenfalls weitere Unkosten infolge von Ausbesserungen, Auswechslung von Teilen, Bahntransporten, Übernachtungen, Aufenthalts- und Fahrtspesen und schließlich Flurschadenersatz bedingen. Schließlich wird ein gewisser durchschnittlicher Prozentsatz von Notlandungen zur Zerstörung des Flugzeugs führen.

Im Sinne dieser Überlegungen werden alle diese Kosten in die Kosten vorgesehener Landungen umgerechnet. Wenn ein Flugzeug nach beispielsweise 900 vorgesehenen Landungen unbrauchbar geworden ist, bedingt jede vorgesehene Landung einen Kostenaufwand von $\frac{1}{900}$ des Maschinenpreises. Nimmt man ferner an, eine Notlandung nutze durchschnittlich das Flugzeug so stark ab wie 20 vorgesehene Landungen, so würde jede Notlandung Kosten im Betrag von $\frac{1}{45}$ des Maschinenpreises bedingen. Die weiteren mit Notlandungen verbundenen Kosten, wie sie oben angedeutet sind, werden dadurch zum Ausdruck gebracht — soweit sie nicht zur Zerstörung der Maschine führen, daß angenommen wird, diese zusätzlichen Kosten seien eineinhalbmal wie die Abnutzungskosten selbst, was sicher nicht hoch gegriffen ist. Sie bedingen dann $\frac{1}{30}$ des Maschinenpreises.

Es ist dann festzustellen, mit wieviel Notlandungen zu rechnen ist. Nimmt man an, daß auf 60 Flugstunden eine Notlandung kommt und daß 5 vH der Notlandungen zur Zerstörung der Maschine führen, so erscheinen diese Annahmen nicht zu ungünstig bezüglich der entstehenden Kosten, daraus ergibt sich dann:

Auf 60 Flugstunden entfällt eine Notlandung, die Kosten verursacht entsprechend $\frac{1}{45}$ des Maschinenpreises. Auf eine Flugstunde entfallen demnach Kosten im Betrag von $\frac{1}{2700}$ des Maschinenpreises. Ferner bedingen sie zusätzliche Kosten im Betrag von $\frac{1}{30}$ des Maschinenpreises. Also kommen weitere Kosten im Betrag von $\frac{1}{1800}$ des Maschinenpreises auf jede Flugstunde. Schließlich führt jede 20. Notlandung zum Bruch der Maschine, so daß auf 1200 Flugstunden eine

[1]) Deutsche Revue, Dez. 20.

zerstörte Maschine entfällt. Also bedingt jede Flugstunde in Rücksicht hierauf an Kosten $\frac{1}{1200}$ des Maschinenpreises. Man erhält so für jede Flugstunde an Amortisationskosten $\left(\frac{1}{2700}+\frac{1}{1800}+\frac{1}{1200}\right)$ des Maschinenpreises. Schließlich kommt für die jeden Flug beendende vorgesehene Landung $\frac{1}{900}$ des Maschinenpreises. Das gibt zusammen für die Flugstunden:

$$\frac{4}{10800}+\frac{6}{10800}+\frac{9}{10800}=\frac{19}{10800}$$

des Maschinenpreises in Rücksicht auf Notlandungen und $\frac{12}{10800}=\frac{1}{900}$ des Maschinenpreises in Rücksicht auf die für den Flug vorgesehene Landung.

Man erkennt, daß die Möglichkeit der Zerstörung der Maschine weitaus den größten Betrag — bei den gemachten Annahmen — der Abschreibungskosten ausmacht, am zweitstärksten fallen die mit einer Notlandung verbundenen Kosten einschließlich der Ausbesserungen ins Gewicht. Alle zusammen überwiegen bei weitem die durch die vorgesehene Landung bedingten Abnutzungskosten, wobei zu beachten ist, daß sie in jeder Flugstunde neu anfallen, während die Kosten, verursacht durch die vorgesehene Landung, auch bei vielstündigem Flug nur einmal auftreten. Dementsprechend hätte man für einen Flug von

1	2	4	6	Stunden
$\frac{31}{10800}$	$\frac{50}{10800}$	$\frac{88}{10800}$	$\frac{126}{10800}$	des Maschinenpreises

als Amortisationskosten in Rechnung zu stellen. Dazu kämen die Abschreibungskosten für den Motor.

Die Lebensdauer eines Motors ist schwer angebbar. Es werde angenommen, daß der Motor nach 1000 Flugstunden verbraucht sei bzw. daß nach 1000 Flugstunden die Kosten für Wartung, Ausbesserungen und ausgewechselte Teile den Anschaffungskosten gleichkommen. Dementsprechend ist für jede Flugstunde 1 vT des Motorpreises einzusetzen. Unberücksichtigt bleibe, daß eine Zerstörung der Maschine häufig die Zerstörung des Motors in sich schließen wird.

Zu diesen Kosten kämen die Kosten für Benzin.

Wenn man die Verhältnisse an Hand eines Beispiels weiter verfolgen will, so ist man in Verlegenheit, welche Preise für Flugzeug, Motor und Benzin man einsetzen soll. Die heutigen, von Tag zu Tag schwankenden Preise eignen sich schlecht dazu, ganz besonders, wenn man bedenkt, daß infolge der Spannung zwischen Inlands- und Weltmarktpreisen, das aus dem Ausland bezogene Benzin oder der durch den Auslandspreis bedingte Benzinpreis mit den Inlandskosten von Flugzeug und Motor in Vergleich gestellt wird. Es scheint deshalb angebracht, mit Vorkriegspreisen zu rechnen. Wenn man dabei auch, absolut genommen, zu niedere Zahlen erhält, so erhält man doch Zahlen, die ebenso miteinander vergleichbar sind, wie sie in absehbarer Zeit wieder vergleichbar sein werden, wenn erst die Spannung zwischen Weltmarkts- und Inlandspreisen sich ausgeglichen haben wird.

Dementsprechend möge es sich um eine Maschine von 200 PS handeln, die für 600 kg Nutzlast gebaut ist und damit eine durchschnittliche Reisegeschwindigkeit von 150 km/h ermöglicht. Eine solche Maschine dürfte in den Raumverhältnissen und der Ausstattung eines Verkehrsflugzeugs ohne Motor M. 25000 gekostet haben, während der Motorpreis ca. M. 20000 betragen hätte. Der Benzinpreis wäre 0,40 M./kg.

Der Motor benötigt einschließlich der Öl- und Benzingefäße pro h ein Gewicht von ca. 60 kg. Für den Führer sind 80 kg in Abzug zu bringen, so daß man erhält:

Flugdauer . . .	1	2	4	6	h
Führer	80	80	80	80	kg
Betriebsstoff . .	60	120	240	360	kg
Fluggäste . . .	460	400	280	160	kg
entsprechend .	5	5	3	2	Fluggästen
Flugweg. . . .	150	300	600	900	km oder
	750	1500	1800	1800	Personen-km

An Kosten hätte man nach dem Vorausgegangenen:

Flugdauer, h	I. Abnützung durch Notlandungen M.	II. Unkosten durch Notlandungen M.	III. Unkosten durch Zerstörung von Maschinen M.	IV. Unkosten infolge vorgesehener Landungen u. Abflüge M.	V. Summa der Landungsunkosten M.	VI. Motorabnützung M.	VII. Benzinkosten M.	VIII. Führerkosten M.	IX. Gesamtkosten M.	X. Kosten auf den Personen-km M.
1	9,25	13,90	20,90	27,90	71,95	20,00	20,00	15,00	126,95	0,170
2	18,50	27,80	41,80	27,90	116,00	40,00	40,00	15,00	211,00	0,141
4	37,00	55,60	83,60	27,90	204,10	80,00	80,00	30,00	394,10	0,218
6	55,60	83,40	125,40	27,90	292,30	120,00	120,00	30,00	562,30	0,313

Die Aufstellung zeigt, daß die Kosten der Spalten I, II, III und IV jedenfalls sehr knapp bemessen sind und dafür eher höhere Beträge am Platz wären; trotzdem ergibt sich, daß ihnen gegenüber mit Einschluß von VII und VIII der Aufwand für Benzin und Führung des Flugzeugs vollständig zurücktritt. Noch mehr wäre das der Fall, wenn es sich um ein Flugzeug handeln würde, dessen Anschaffungspreis pro Fluggast höher wäre, wie das z. B. für ein Großflugzeug gelten würde.

Die Zusammenstellung zeigt aber auch in Spalte X, wie stark die Kosten für den Personen-km von der Länge der Flugstrecke abhängen, soweit nicht die übrigen Kosten im einzelnen eine Verschiebung bewirken. Jedenfalls bleibt im Prinzip bestehen, daß ganz lange und ganz kurze Strecken unverhältnismäßig teuer sein müssen.

Die so ermittelten Kosten stellen, wie klar, nur einen Teil der Gesamtkosten dar. Es kämen hinzu Ausgaben für Platzmiete, Flugzeughallen, allgemeine Geschäftsunkosten, herrührend aus Verwaltung, Verzinsung des Anlagekapitals, Abschreibung von Einrichtungen, Reklame. Es käme hinzu der Gewinn. Für diese Kosten läßt sich Allgemeines kaum sagen, sie richten sich nach der Größe des Unternehmens, nach örtlichen Verhältnissen usw. Sie werden aber in ihrer Gesamtheit die in Spalte X angegebenen Summen überschreiten. Auf sie hat aber der Erbauer der Flugzeuge keinen Einfluß, sie fallen also aus dem Rahmen dieser Betrachtungen heraus. Schließlich müssen die Fluggäste versichert werden, und auch diese Aufwendungen werden nicht ganz unbeträchtlich sein. Dabei kann gesagt werden, daß die Kosten der Versicherung mit den Kosten der Spalten I bis IV steigen und fallen werden.

Fragt man sich, welche Wege einzuschlagen sind, um, soweit es den Flugzeugerbauer angeht, die Kosten des Luftverkehrs zu verringern, so erkennt man als erstes, daß die Lösung nicht in erster Linie darin zu suchen wäre, die Wirtschaftlichkeit des Flugzeugs im mechanischen Sinn zu erhöhen. Diese Erhöhung der Wirtschaftlichkeit würde sich darin äußern, daß der Benzinverbrauch herabgesetzt würde. Da aber die Kosten für Benzin gegenüber den anderen Kosten außerordentlich gering sind, so könnte dadurch auch der Fahrpreis nur außerordentlich wenig beeinflußt werden, ja, es könnte, wenn die Verbesserung der Wirtschaftlichkeit eine Erhöhung der Baukosten des Flugzeugs bedingen würde, eintreten, daß trotz größerer Wirtschaftlichkeit die Gesamtkosten steigen. Dabei ist allerdings zu berücksichtigen, daß sich die Ersparnis an Benzin in doppelter Weise bemerkbar macht, indem erstens die Benzinkosten sinken, zweitens aber auch die für Fluggäste verfügbare Nutzlast wächst. In vielen Fällen jedoch wird bei festliegender Länge der Flugstrecke sich dieser Vorteil trotzdem nicht auswirken können, wenn nämlich die Ersparnis an Benzin weniger als das Gewicht eines weiteren Fluggastes ausmacht. Bei dem den vorstehenden Zahlen zugrunde gelegten Flugzeug müßte beispielsweise die Ersparnis an Betriebsstoff betragen bei einer Flugdauer von

1	2	4	6	h
33	65	20	22,5	vH

um jeweils die Mitnahme eines weiteren Fluggastes zu ermöglichen. Das wären außergewöhnlich große Ersparnisse an Benzin. Soll dabei eine Erniedrigung des Fahrpreises ein-

treten, so dürfte der Maschinenpreis infolge der Verbesserung der Maschine um höchstens

40 70 70 100 vH

größer sein, in welchem Fall der Fahrpreis seine alte Höhe behielte. Dabei ist vorausgesetzt, daß diese verbesserte Maschine die gleiche Lebensdauer wie die ursprüngliche Maschine besitzt.

Leichter beschreitbar scheint der umgekehrte Weg, durch konstruktive Maßnahmen dafür zu wirken, daß 1. die Betriebssicherheit der Maschine steigt und damit die Zahl der in Rechnung zu setzenden Notlandungen sinkt; 2. die Maschine so zu bauen, daß sie unter Landungen und Notlandungen weniger leidet. Die erste Maßnahme führt, abgesehen von Verbesserung der Motoren zu mehrmotorigen Flugzeugen, die zweite zu einem weniger feingliedrigen Aufbau des Flugzeugs, unter Umständen unter Vermeidung der Feingliedrigkeit zum Metallflugzeug, vorausgesetzt, daß der Mehrpreis der Maschine den Vorteil der längeren Lebensdauer nicht wieder aufwiegt. Dabei scheint mir der Nachdruck mehr auf die Vermeidung der Feingliedrigkeit und weniger auf das Wort Metall zu legen zu sein.

Als Beispiel einer solchen Konstruktion verweise ich auf das neue Staakener R-Flugzeug mit freitragenden Flächen.

Die Maschine des Beispiels als mehrmotorige Maschine zu bauen, erscheint ausgeschlossen. Wohl aber könnte sie einen solchen Aufbau erhalten, daß sie einer größeren Zahl von Landungen gewachsen ist. Würde sich so beispielsweise die Zahl der Landungen, denen die Maschine gewachsen ist, von 900 auf 1800 erhöhen lassen, so würden alle Posten der Spalten I bis V der ersten Zusammenstellung bei gleichem Preis der Maschine auf die Hälfte sinken, und man erhielte in Spalte X

für	1	2	4	6	Flugstunden
anstatt	0,170	0,141	0,218	0,313	M. auf d. Pers.-km
nur	0,121	0,102	0,162	0,203	M.

Das ist durchweg eine Ersparnis von ungefähr 30 vH bei gleichen Herstellungskosten der Maschine. Wird die Maschine teurer, so wird die Ersparnis erst verschwinden, wenn ihr Preis der doppelte gegenüber dem angenommenen geworden ist. Es ist aber sehr wohl denkbar, daß ohne ins Gewicht fallende Verteuerung — wenn auch kaum in Metallkonstruktion — ein kompakterer und gegen Landungen widerstandsfähigerer Aufbau geschaffen werden kann.

Damit sind die Wege erschöpft, die der Erbauer zur Herabsetzung des Fahrpreises einzuschlagen in der Lage ist.

Eine Herabsetzung der Zahl der Notlandungen und der Abnutzung der Maschinen durch die Notlandungen sowie eine Herabsetzung der Zahl der Landungen, die zur Zerstörung der Maschine führen, ist aber noch auf andere Art möglich, womit dann gleichzeitig die Versicherungsprämien fallen würden. Sie ist möglich durch eine entsprechende weitgehende Sicherung der Flugstrecke. In meinem Vortrag gelegentlich der Hauptversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt im Jahre 1919 »Entwicklung der Riesenflugzeuge und ihre Bedeutung für den Luftverkehr« habe ich darüber ausgeführt:

»Der Wert eines Riesenflugzeuges ist, von Sonderheiten abgesehen, zu groß, als daß man sie sozusagen ins Blaue hinein auf die Reise schicken könnte, wenn man sich nicht dem Vorwurf des Leichtsinns aussetzen will. Man wird also mit ihm auf festen Linien einen Verkehr anstreben müssen. Diese Linien sollten so gewählt und geprüft sein, daß man alle Möglichkeiten für Landungen und Notlandungen auf ihnen kennt. Es sollte der Führer im Ernstfall gar nicht im Zweifel sein, welchen Platz er für eine Notlandung anzusteuern hat, sondern es sollten für jeden Punkt der Reise diese Plätze schon im voraus ausgewählt und bestimmt sein. Dabei wird angenommen, wie das ja bei Riesenflugzeugen meist der Fall sein wird, daß nicht plötzlich die Notwendigkeit auftritt, sofort mit möglichster Schnelligkeit niederzugehen. Ein solcher Fall kann natürlich schließlich auch einmal eintreten, er wird aber verhältnismäßig selten sein.

Daß die Flugstrecke markiert sein sollte, für Reise bei klarem Wetter am Boden, für Reise über bedecktem Himmel durch Fesselballone oder auf ähnliche Art, so daß also alle Vorkehrungen getroffen wären, die es ermöglichen, auch bei jedem Wetter möglichst genau die Route einzuhalten, versteht sich von selbst, ebenso, daß drahtlose Verbindung mit dem Flugzeug vorhanden sein sollte. Wie diese Sicherheitsvorkehrungen im einzelnen beschaffen und bewerkstelligt werden sollen, zu erörtern, gehört nicht hierher. Angedeutet sei nur, daß Zwischen- und Notlandungsplätze mit Beleuchtung für Nacht ausgerüstet, mit Wachen für Signaldienst, für Hilfe bei Landungen usw. besetzt sein müßten. Da diese Wachen nur einen beschränkten Dienst hätten, könnten sie im Nebenamt angestellt werden. Die Kosten wären nicht so groß, als es im ersten Augenblick scheint. In diesen Forderungen liegt, daß ein aussichtsreicher und ausgedehnter Verkehr mit Riesenflugzeugen eine ziemliche Entwicklung und durchgebildete Organisation des Flugverkehrs an sich voraussetzt, wie beide bis heute noch nicht vorhanden sind. Das könnte zu der Ansicht verleiten, das Ganze sei Zukunftsmusik und käme für die Gegenwart nicht in Betracht.

Würde diese Ansicht allgemein Platz greifen, so hielte ich das für verhängnisvoll. Der Verkehr mit Riesenflugzeugen wird kommen, das ist für mich gar keine Frage, und er wird sich, wie angedeutet, auf festen Routen abspielen. Es kann sich nur darum handeln, ob wir dann gerüstet sein werden. Verschließen wir uns der Notwendigkeit, in der angedeuteten Richtung etwas zu tun, so werden wir bald eingeholt und überholt sein. Wir besitzen heute noch die leistungsfähigsten Riesenflugzeuge. Es ist unumgänglich, daß wir ihnen die nötige Betätigungsmöglichkeit geben.

Es dürfte nicht unüberwindlichen Schwierigkeiten begegnen, zunächst wenigstens eine Linie in der angedeuteten Art auszubauen. Man wende nicht ein, daß uns in den nächsten Monaten nichts zu unternehmen möglich sei, daß uns die Arme gebunden seien usw. Die Arbeit, die zuvörderst zu leisten ist, ist keine Fabrikations- oder Konstruktionsarbeit, es sind auch nicht fliegerische Leistungen nötig. Die nächste Arbeit ist auf der Erde zu leisten. Man muß sich über eine, an den internationalen Verkehr anschließende, aussichtsreiche Linie schlüssig werden. Diese Linie ist sodann zu studieren, zu befahren und im einzelnen in jeder Hinsicht auszubauen und zu sichern. Kurzum, es sind alle Vorbereitungen zu treffen, die einen aussichtsreichen Luftverkehr mit Riesenflugzeugen ermöglichen.«

Es muß sich also auf solche Art erreichen lassen, daß eine Landung auf unvorbereitetem und ungeeignetem Boden überhaupt nicht mehr in Rechnung zu setzen ist, eine Landung zwischen Abgangs- und Zielort also auch nicht mehr zu bewerten ist als eine vorgesehene Landung. Außerdem aber müssen Landungen, die infolge Verfliegens nötig werden, auf diese Art überhaupt letzten Endes wegfallen. Es werde dementsprechend angenommen, daß die Zahl der Notlandungen mit denen zu rechnen ist, auf $^3/_4$ der früher angenommenen zurückgeht, worin also liegen würde, daß von vier Notlandungen eine infolge Verfliegens und 3 infolge Maschinenstörungen nötig sind. In noch größerem Verhältnis werden dann die Zahl der Bruchlandungen kleiner werden, weil weitgehende Vorkehrungen getroffen sind, um schwierige Landungen auszuschließen. Man wird annehmen können, daß sie auf die Hälfte sinken. Es werden also die Spalten I, II, III durch die Sicherung der Flugstrecke beeinflußt. Unter diesen Annahmen erhält man dann

für	1	2	4	6	Flugstunden
statt	0,170	0,141	0,218	0,313	M. auf d. Pers.-km
nur	0,116	0,089	0,134	0,186	M. oder eine Erspar-
nis von	0,054	0,052	0,084	0,127	M. auf den Pers.-km.

Diese Ersparnis würde bedeuten, daß auf einer nur 300 mal im Jahr in jeder Richtung von einem Flugzeug beflogenen Flugstrecke von 600 km Länge jährlich ca. M. 90000 erspart würden, wobei in Erinnerung zu behalten ist, daß es sich dabei um Vorkriegspreise handelt. Um diesen Preis ließe sich schon allerhand Streckensicherungen ausführen.

Man könnte nun den Vergleich weiter ausspinnen und annehmen, daß außer der Streckensicherung die vorhin besprochene Erhöhung der Widerstandsfähigkeit gegen Landungen durchgeführt sei und die dann eintretenden Preise bestimmen. Doch erübrigt sich das wohl, da eben die Grenze des solchergestalt Erreichbaren wäre, daß mit der Abnutzung des Flugzeugs überhaupt nicht zu rechnen wäre, so daß als

Grenzwert Benzin-, Motorabnutzungs- und Führerkosten im Gedankengang dieser Betrachtungen verbliebe.

Als weitere konstruktive Maßnahme war die Erhöhung der Betriebssicherheit durch Bau mehrmotoriger Flugzeuge genannt, wobei dann gleichzeitig der Vorteil erreicht würde, eine größere Anzahl Personen gleichzeitig zu befördern und damit den Entschluß, eine Luftreise anzutreten, zu erleichtern. In diesem Fall liegen aber alle Verhältnisse durchaus anders und führen zu anderen Voraussetzungen, als sie den vorausgegangenen Rechnungen zugrunde lagen.

(Schluß folgt.)

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen.

Die Windstromanlage des Luftschiffbau.

Von Max Munk.

Mit der Entwicklung der Luftfahrzeuge hat diejenige der flugtechnischen Laboratorien, der Windstromanlagen, gleichen Schritt gehalten. In zahlreichen Ausführungen ist deren Größe und Kraftbedarf in den letzten Jahren ständig gestiegen und ihre Ausgestaltung vervollkommnet. Wegen der besonderen Eigenheiten der Windstromanlagen hat sich ihre Entwicklung aber sehr wenig an die der Luftfahrzeuge anschließen können. Es waren vielmehr völlig andere Aufgaben zu lösen und andere Wege zu beschreiten, es handelt sich bei ihnen eben um eine besondere Technik.

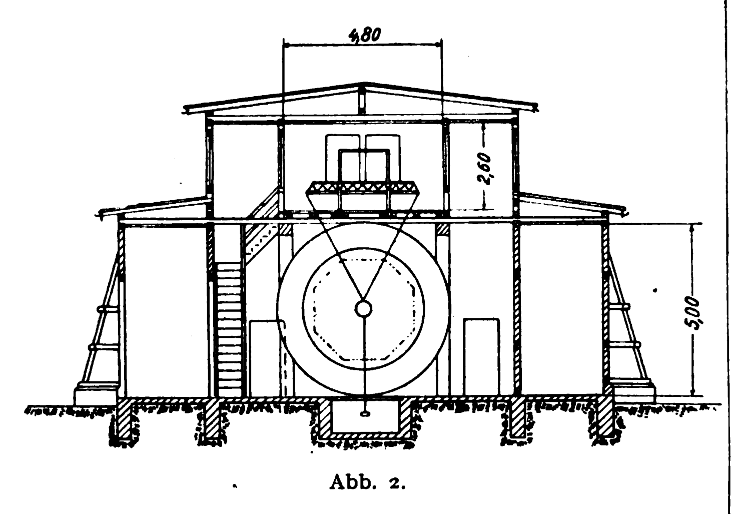


Abb. 2.

Beim »Luftschiffbau Zeppelin« ist soeben eine Windstromanlage fertiggestellt, die die größte und modernst ausgeführte Anlage ihrer Art ist. Der Verfasser möchte die Gelegenheit benützen, anschließend an die Beschreibung dieser von ihm errichteten Anlage allgemeine Gesichtspunkte für den Entwurf solcher Anlagen zur Erörterung zu bringen.

Das Wesen einer Windstromanlage besteht in der künstlichen Erzeugung eines längs einer größeren Strecke und über einen größeren Querschnitt gleichmäßigen Luftstromes. Diesem Luftstrom werden Teile von Luftfahrzeugen, verkleinerte Modelle und sonstige Versuchseinrichtungen ausgesetzt. Die Modelle und Teile sind meist an außerhalb des Luftstromes befindlichen Wägeeinrichtungen befestigt, und es werden mittels dieser die vom Luftstrom auf sie ausgeübten Kräfte gemessen. Aus den Ergebnissen werden dann, ähnlich wie bei den Schleppanstalten für Schiffe, Schlüsse für die Konstruktion der Fahrzeuge gezogen. Als weitere Versuche kommen solche an Kühlern, Luftschrauben und Windrädern in Betracht, ferner die Prüfung der Leichtgängigkeit und Wirkung der Steuerorgane, die Prüfung und Eichung von Instrumenten und die Beobachtung des Stromverlaufs und der Druckverteilung an luftumflossenen Körpern, wie z. B. an Modellen von Gebäuden.

In Abb. 1 ist der Grundriß der Zeppelin-Windstromanlage dargestellt, in welcher die wesentlichen Teile einer solchen Anlage zu erkennen sind. Die Luft wird von einem Ventilator in die Rückleitungskanäle zu beiden Seiten gedrückt, fließt dann durch den Gleichrichter, einer siebartigen Vorrichtung, in einen verhältnismäßig großen Raum, den Windkasten, von wo aus sie durch eine Verengung oder Düse in die Meßstrecke gelangt. Sie fließt hier an dem Versuchsgegenstand vorbei, wird dann durch das Sammelrohr aufgefangen und dem Ventilator wieder zugeführt. Die Maschinenanlage zum Antrieb des Ventilators befindet sich direkt hinter diesem in dem Zwickel, bei dem sich die Rückleitung teilt.

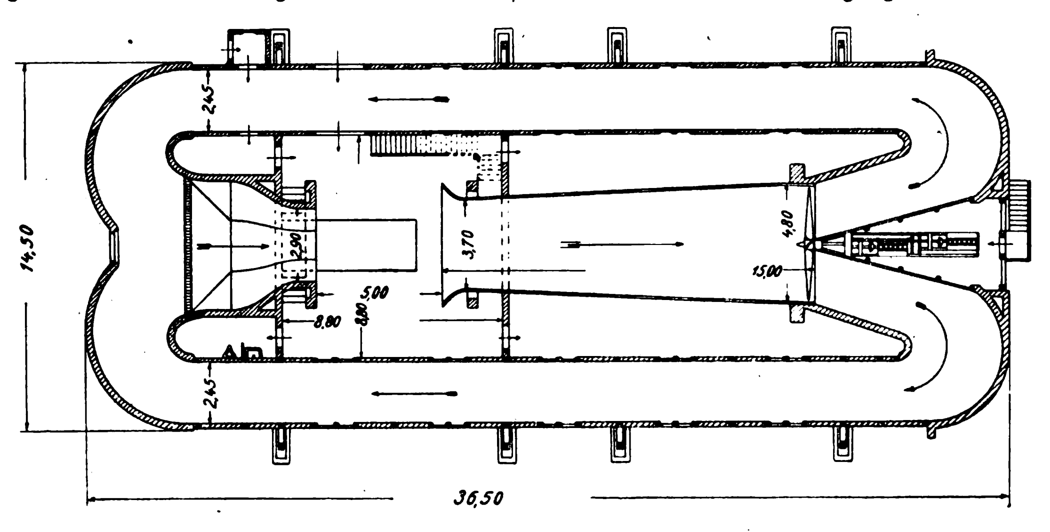


Abb. 1.

In Abb. 2, dem Querschnitt, ist ersichtlich, daß über der Meßstrecke ein kleinerer zweiter Raum liegt. Hier befinden sich die Wägeeinrichtungen, die Vorrichtung zur Regulierung der Maschinenanlage, die Apparate zur Messung der Windgeschwindigkeit und die sonstige feinere Ausstattung. Zu beiden Seiten neben der Meßstrecke in dem unteren größeren Windraum sind die gröberen Vorrichtungen untergebracht. Die verbleibenden Nebenräume, besonders zwischen dem Sammelrohr und den Wänden der Rückleitungen, dienen als Aufbewahrungsräume.

Hauptabmessungen. Kennzeichnend für die Größe einer Windstromanlage sind die Abmessungen der Meßstrecke des Windstromes und dessen höchste Geschwindigkeit. Der Querschnitt ist meist kreisähnlich, allenfalls ein Quadrat, so daß man im allgemeinen, ohne mißverstanden zu werden, von einem Durchmesser der Meßstrecke sprechen kann. Die Länge der Meßstrecke liegt im allgemeinen zwischen dem einfachen und dem doppelten Durchmesser, längs längeren Meßstrecken läßt sich die Geschwindigkeit schwer gleichmäßig herstellen, und solche Länge nützt auch nicht viel, da bei entsprechend langen Modellen das Bild der Luftströmung bereits durch den zu kleinen Durchmesser der Meßstrecke beeinflußt wird. Nach dem Reynoldschen Gesetz kommt es für die Beurteilung der Größe der Anlage in meßtechnischer Hinsicht zunächst nur auf das Produkt der Geschwindigkeit und einer kennzeichnenden Länge, etwa dem Durchmesser der Meß-

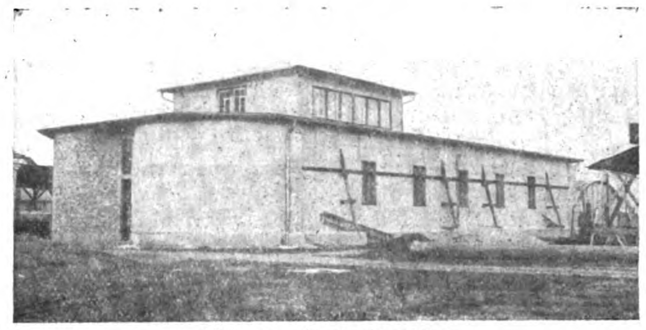
strecke, an. Dies ist aber nur sehr mit Einschränkung zu verstehen. Wird der Kanal immer kleiner, die Geschwindigkeit dafür entsprechend größer, so wird im allgemeinen das Gebäude kleiner und billiger, der Kraftbedarf und also die Maschinenanlage aber größer und teurer und schließlich käme man zu einem ganz kleinen Kanal mit ganz großer Geschwindigkeit, die, verglichen mit der Schallgeschwindigkeit der Luft, nicht mehr klein sein würde. Dann würden aber merkliche Abweichungen des Strömungsbildes von demjenigen bei normaler Fluggeschwindigkeit auftreten und daher die Versuche bei so hohen Geschwindigkeiten verbieten. Lange vorher aber schon steht eine andere Schwierigkeit den zu großen Windgeschwindigkeiten entgegen. Bei gleicher Größe des Produktes aus Modellänge und Geschwindigkeit bleiben nämlich die Luftkräfte, absolut gemessen, gleich groß. Daher bleiben auch die notwendigen Halteorgane des Modells gleich stark. Diese werden also das Bild der Strömung um das Modell um so stärker beeinflussen, je kleiner das Modell selbst ist, und schließlich werden die Halteorgane das gesamte Modellbild wesentlich verzerren. Ja, je größer die Geschwindigkeit ist, desto größer werden auch verhältnismäßig die Luftstöße, so daß die Halteorgane sogar noch kräftiger ausgeführt werden müssen. Außerdem läßt sich das Modell, je kleiner es ist, um so weniger genau herstellen. Aus allen diesen Gründen verdient bei gleichgroßem Produkt aus Durchmesser der Meßstrecke und Geschwindigkeit des Windes die größere Anlage im allgemeinen den Vorzug. Für die Prüfung von Instrumenten ist es anderseits wünschenswert, daß die Geschwindigkeit nicht wesentlich kleiner als 30 m/s ist. Bei der Zeppelinanlage hat die Meßstrecke einen Durchmesser von 3 m und die höchste Geschwindigkeit beträgt 50 m/s. Das Produkt, 150 m · m/s, ist ein Wert, wie er bei den großen modernen Anlagen bisher noch nirgends erreicht worden ist. Die Zeppelinanlage zeichnet sich eben vor den meisten anderen Anlagen durch die Größe des Durchmessers aus, der sonst nur 2 m bis 2,20 m zu betragen pflegt.

G e s a m t a n o r d n u n g. Wo das Bestreben in den Vordergrund tritt, die Anlagekosten möglichst niedrig zu halten, begnügt man sich manchmal damit, die Luft aus dem Freien anzusaugen und wieder frei ausströmen zu lassen. Die Versuche werden dann leicht durch den natürlichen Wind beeinträchtigt, die künstliche Geschwindigkeit darf daher nicht zu klein sein. Auch sind die Versuche nicht bei jedem Wetter tunlich. Bei solchen Anlagen ist der Kraftbedarf verhältnismäßig groß, da die in der ausströmenden Luft noch enthaltene Bewegungsenergie verloren geht. Ferner ist noch darauf hinzuweisen, daß hinter dem Ventilator der Druck der Atmosphäre herrscht, da ja dieser Raum eben der offene Luftraum ist. Vor dem Ventilator, d. h. in der Versuchsstrecke und im Windraum herrscht daher dementsprechend Unterdruck. Es handelt sich dabei zwar nicht um allzu große Unterdrücke, je nach der Geschwindigkeit bis zu 250 mm WS. Immerhin machen sich doch die Schwankungen des Luftdruckes bei Veränderung der Geschwindigkeit für den Beobachter unangenehm bemerkbar, falls er sich im Windraum aufhält. Der Windraum muß sorgfältig nach außen abgedichtet werden und während des Versuches ist der Zutritt nur durch Schleusen möglich. Diese Anordnung wird als »Eiffelkammer« bezeichnet. Sie kann sich auch in einer großen Halle statt im Freien befinden, dann fallen die Störungen des natürlichen Windes fort. Diese Einrichtung hat den Vorteil, daß die Drücke im wesentlichen nur auf die verhältnismäßig kleinen Kammerwandungen kommen und die Wandungen des Hauptgebäudes ziemlich frei davon bleiben. Eine Ersparnis an Anlagekosten findet dann aber wohl nur in solchen Fällen statt, wo die Halle bereits fertig und anderweitig nicht ausnutzbar zur Verfügung steht.

Die Eiffelkammer in einer Halle kann bereits als Anlage mit geschlossenem Kreislauf betrachtet werden, da ja dieselbe Luft immer wieder den Kreislauf ausführt. Zu der eigentlichen Windstromanlage mit Rückführung gelangt man, wenn man sie so gestaltet, daß ein möglichst großer Rückgewinn der Bewegungsenergie der Luft stattfindet. Man erreicht einen Rückgewinn von 30 bis 60 vH. Man kommt so zu einer gedrungenen Anordnung und erhält damit gleichzeitig eine Verkleinerung der Anlagekosten einschließlich der Maschinenanlage. Ein besonderer Vorteil liegt aber dann ferner darin, daß man durch geeignete Lüftung nun den Raum des veränderlichen Druckes in die Rückleitung verlegt. Hier herrscht dann Überdruck. Im Windraum, und erst recht in einem etwa vorhandenen getrennten Beobachtungsraum herrscht dagegen ständig der Außendruck der freien Atmosphäre. Man kann während der Versuche das Fenster öffnen, stets ein- und ausgehen und wird durch Druckschwankungen nicht belästigt.

In England und Amerika wird meist die zweite Ausführungsform angetroffen, bei welcher sich aber der Beobachter in dem größeren Rückstromraum außerhalb der Eiffelkammer aufhält. In Deutschland hat sich die dritte Form besonders entwickelt und es ist dies auch diejenige der vorliegenden Anlage.

Es ist noch zwischen offenem und geschlossenem Luftstrom zu unterscheiden. Man kann nämlich die Meßstrecke des Luftstroms direkt durch feste Wandungen begrenzen. Man kann aber auch die Luft wie einen austretenden Wasserstrahl ohne feste Wände innerhalb ruhender Luft fließen lassen, wobei die Grenze zwischen ruhender und bewegter Luft nach hinten zu allmählich unschärfer wird. Beide Anordnungen haben ihre Vorteile. Man kann allgemein sagen, daß die festbegrenzte Meßstrecke die billigere, der offene Strahl der bessere ist. Es kommt dabei aber auch auf die Art der beabsichtigten Versuche an. Hat man einen offenen Strahl, so muß auch eine gehörige ruhende Luftschicht zwischen dem Strahl und den nächsten Wandungen sein, sonst besteht die Gefahr, daß der


Abb. 5. Gesamtansicht.

Strahl sich an einer Seite festsaugt und dabei ungleichmäßig wird. Daher wird bei freiem Strahl die ganze Anlage sperrig, die Wägeeinrichtungen sind weit vom Modell entfernt und werden entsprechend größer und schwerer. Auch der Beobachter in einer solchen Anlage ist weit vom Modell entfernt und das Arbeiten ist entsprechend umständlicher, weil das Modell hoch oben in der Luft schwer zugänglich schwebt. Schließlich ist das Wiederauffangen des freien Luftstrahles mit einem wesentlichen Energieverlust verbunden. Die Anordnung hat aber den Vorteil, daß das Modell verhältnismäßig größer gewählt werden kann, oder, anders ausgedrückt: der Luftstrahl entspricht meßtechnisch einem geschlossenen Luftkanal von größerem Durchmesser. Dann aber werden auch Widerstandsmessungen in solchem offenen Luftstrahl genauer, weil es im offenen Luftstrahl viel leichter ist, überall gleichen (statischen) Druck herzustellen. In einem geschlossenen Kanal nimmt der Druck in der Stromrichtung dagegen leicht ab oder zu und es ist dann schwer, Widerstandsmessungen an langgestreckten Modellen richtig auszuwerten. Da bei der Zeppelinanlage u. a. die Messung des Widerstandes von Luftschiffkörpern beabsichtigt ist, wurde daher ein offener Strahl gewählt.

D ü s e. Der Querschnitt des austretenden Luftstromes ist ein regelmäßiges Achteck. Diese Form kommt ziemlich nahe an den Kreis heran, ist aber konstruktiv leichter herzustellen und an den viereckigen Zuleitungskanal anzuschließen. Sie hat ferner den Vorteil ebener Begrenzungen, was bei vielen Versuchen von Vorteil ist. Bei geschlossenen Meßstrecken wählt man als Querschnitt gerne ein Quadrat oder ein Quadrat mit schwach abgeschrägten Ecken, weil man sich dann darin wie in einem Zimmer befindet und gut herumgehen und an die Seitenwand herantreten kann. Auch die Zugänge und Fenster sind dann einfach anzubringen. Die Decke wird zweckmäßig direkt betretbar sein, und es ist auch in dieser Hinsicht eine

ebene Decke das bequemste. Nicht zu empfehlen ist ein rechteckiger oder sonst länglicher Querschnitt. Ein solcher scheint für die Untersuchung von quer zur Windrichtung langgestreckten Flügeln nahezuliegen. Dieser Gedanke hält aber gründlicherer Überlegung nicht stand. Gerade bei Flügeln ist das, was über und unter ihm in einiger Entfernung vor sich geht, besonders wichtig und ein gedrungener Querschnitt des Luftstrahles scheint auch hier das Beste.

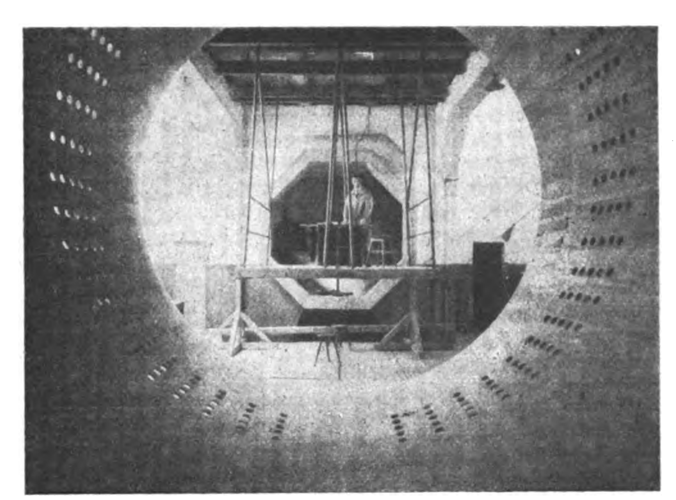


Abb. 8. Windstromraum (Vorderansicht).

Die Ausströmdüse ist in der beschriebenen Anlage aus Beton hergestellt. Dies ist vor allem in Hinsicht auf Messungen an Flügelmodellen geschehen, da bei solchen Messungen kleinere Änderungen in der Richtung des austretenden Luftstromes die Messungen völlig verzerren und unbrauchbar machen können. Eine starre Zementdüse schien am meisten Gewähr gegen Veränderungen in der Lage und in der Form zu bieten.

Als eine neuartige Einrichtung ist bei der Zeppelin-Windstromanlage unter der Ausströmdüse ein Unterführungsgang eingebaut, durch den man von einer Seite des Windstrahles zur anderen gelangen kann. Für diese Neuerung besteht ein dringendes Bedürfnis, denn bei angestelltem Wind wären sonst die beiden Seiten des Raumes voneinander getrennt und nur durch den Luftstrahl hindurch zu erreichen. Hier ist aber der Weg häufig durch Teile der Versuchseinrichtung versperrt, und besonders im kalten Winter gehört große

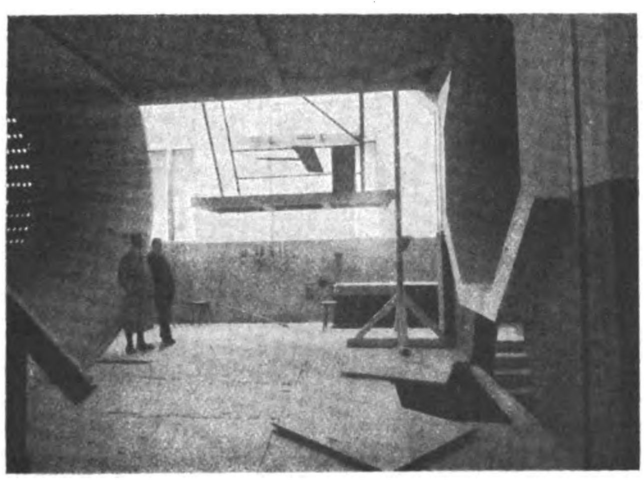


Abb. 7. Windstromraum (Seitenansicht).

Überwindung dazu, einen Luftstrom von 50 m Geschwindigkeit zu durchschreiten. Schon das Gleichgewicht darin zu erhalten, ist nicht leicht. Der unterste Teil der Unterführung, etwa 1 m unter der Fußbodenfläche des Raumes, setzt sich in Windrichtung in eine oben durch Luken abgedeckte Grube fort. Diese nimmt solche Teile der Versuchsanordnung auf, welche sich unter dem Modell oder Probekörper vor dem Wind geschützt befinden sollen. Es sind dies vor allem Spanngewichte zur Belastung des Modelles. Von dem Unterführungsgang aus können diese bequem beobachtet werden.

Auffangerohr. Das Auffangerohr besteht aus Holz, da hier geringes Verziehen oder eine kleine Änderung der Lage nicht ins Gewicht fällt. Aus Herstellungsgründen hat es kreisförmigen Querschnitt erhalten, was auch wegen des Anschlusses an die notwendig kreisförmige Ventilatoröffnung von Vorteil ist. Das ganze Rohr besteht aus in Stromrichtung laufenden Brettern, die von außen herumgehenden starken Holzringen zusammengehalten und getragen werden. Der kleinste lichte Durchmesser des Rohres beträgt 3,70 m, und es ist der engste lichte Querschnitt somit merklich größer als der Ausströmungsquerschnitt der Düse, welcher 7 m² beträgt. Dies ist notwendig, da an der Grenze des freien Strahles Mischung mit der zunächst ruhenden Luft eintritt. Die mittlere Luftgeschwindigkeit des Strahles wird daher mit zunehmender Entfernung von der Ausströmöffnung kleiner und dementsprechend muß der Ausflußquerschnitt des Windstrahlraumes weiter sein als der Einflußquerschnitt. Würde man beide gleich groß machen, so würde der eintretende Strahl sich einschnüren, die Begrenzungsflächen des entstehenden Strahles werden gekrümmt und der Druck innerhalb des Strahles wird nicht überall gleich. Die vom Strahl gewissermaßen aus dem umgebenden Luftraum mitgerissene Luft muß natürlich irgendwie zurückfließen. In der Tat stellt sich im ersten Abschnitt des Sammelrohres rund herum eine rückwärtsfließende Luftschicht her, welche aus der trompetenförmigen Öffnung des Rohres entgegengesetzt der Windrichtung austritt und im ganzen Windraum einen Luftzug erzeugt.

(Schluß folgt.)

Sichtbare Stabilisierung von Luftfahrzeugen.

Von Friedrich Budig.

Unsere Zeit des länderverbindenden Personenluftverkehrs fordert noch vielerlei technische Hilfsmittel, bevor das luftreisende Publikum geboren werden wird. Mit Nachdruck betone ich hier »Publikum«, denn ein Luftverkehrsunternehmen ist aus Gründen der Rentabilität vor die Aufgabe gestellt, die genügende Zahl Passagiere zu finden, welche sich dem neuen Verkehrsmittel anvertrauen wollen.

Um das Vertrauen der Passagiere zu festigen, sollen technische Hilfsmittel nicht nur dem Führer zugeteilt werden, sondern müssen derart konstruiert sein, daß sie von den Passagieren gesehen, verstanden und diskutiert werden können, kurz gesagt, durch Popularität sollen die Hilfsmittel zum Werbemittel gemacht werden.

Wir haben heute ein fast unbegrenztes Vertrauen an unseren Schienenverkehr. Ohne besonders aufzumerken, ertragen wir im Waggon Schwankungen und Stöße, die uns im Flugzeug bedenklich vorkommen würden. Unser sorgloses Verhalten erklärt sich unmittelbar aus dem Verständnis, welches wir den auf uns einwirkenden Vorgängen entgegenbringen können, weshalb von vornherein unangenehmen Empfindungen der Boden entzogen ist.

Auf den Luftverkehr zurückkommend, stellen wir fest, daß dem Luftreisenden von heute keine Mittel zur Verfügung stehen, welche ihn in den Verlauf des Fluges einblicken lassen. Wir sprechen vom »Flugrisiko« und haben den Gedanken im Vordergrund, daß vom Feingefühl des Führers der Ausgang des Fluges abhängig ist.

Denken wir uns einen Führer mit ca. 20 Passagieren eine Zeitlang im Nebel fliegend, nicht wissend, wann freie Sicht sein wird. Vollständig im unklaren über die Lage im Raume, ist den Passagieren gewiß unbehaglicher zumute als dem Führer, der, mit den Verhältnissen vertraut, sich der Situation gewachsen fühlt. Ob nun das letztere wirklich der Fall ist, darüber müssen die Gedanken der Passagiere eigene Wege gehen, solange nicht jedem unter ihnen deutlich gezeigt werden kann, auf welch einfache Weise es dem Führer möglich gemacht ist, das Flugzeug ohne Schwierigkeit beliebig lange in normalem Flugzustand zu erhalten.

Im zukünftigen Luftverkehr wird die letztgenannte Forderung Bedeutung gewinnen, ohne daß es nötig wäre, Gefahr-

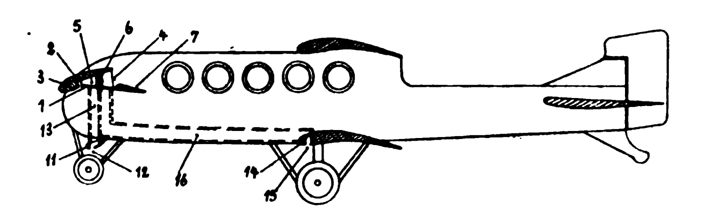
momente in Erwähnung zu bringen. Auch bei klarer Sicht soll jeder Mitfliegende durch einfache Mittel überzeugt werden können, daß an den Gesichtssinn und das Gleichgewichtsgefühl des Führers keine großen Anforderungen gestellt werden.

Von diesem Gedanken geleitet, werde ich in nachstehendem ein Hilfsmittel zur Kenntnis zu bringen, welches den gestellten Forderungen angepaßt und bereits über das Versuchsstadium hinaus entwickelt ist. Damit sich der Leser eine übersichtliche Vorstellung des Hilfsmittels machen kann, denke er sich vorn am Flugzeug in entsprechendem Abstand von den Tragflächen im Gesichtsfeld von Führer und Passagieren eine Hilfstragfläche angebracht, welche die Eigenschaft besitzen soll, für jeden Flugzustand eine ganz bestimmte Form anzunehmen. Die Gesetzmäßigkeit der Formänderung soll den Reisenden mühelos verständlich sein, damit dieselben und der Führer während des Fluges umgekehrt von der Form der Fläche auf den Flugzustand schließen können. Es ist nicht zu bestreiten, daß der Führer aus zuverlässigen Angaben eines solchen Hilfsmittels praktischen Nutzen ziehen wird. Der Mitfliegende aber, welcher selbstverständlich keine Steuerorgane betätigen darf, überzeugt sich durch den Anblick des Hilfsmittels, daß der Führer das Flugzeug in ordentlichem Flugzustand erhält und nicht von demselben abweichen kann, ohne davon genau unterrichtet zu sein.

Das Angliedern der Hilfsfläche an mehrmotorige Verkehrsflugzeuge bereitet keine Schwierigkeiten, da nichts mehr an Formen bindet, welche im Kriege üblich gewesen sind. Allerdings muß Sorge getragen werden, daß die Formänderungen der Hilfsfläche mit der Stabilisierung des Flugzeuges in Einklang stehen und keinen Druck auf die Handsteuerung ausüben; die Stabilisierung muß das Flugzeug in indifferentem Gleichgewicht halten.

Die zuletzt geäußerten Bedingungen lassen durchblicken, daß ganz außergewöhnliche Anforderungen von der Hilfsfläche befriedigt werden müssen, welche im ersten Augenblick schwer erfüllbar scheinen mögen. Es wäre aber nicht angebracht, die Schwierigkeiten beheben zu wollen, indem man diesen aus dem Wege geht, weil gerade das Kenntlichmachen der Flugzustände durch sichtbare Stabilisierung des Flugzeuges die Lösung der Aufgabe bedeutet.

Um im Geiste des Lesers die Anforderungen an die Hilfsfläche nicht ins ungemessene wachsen zu lassen, muß voraus-



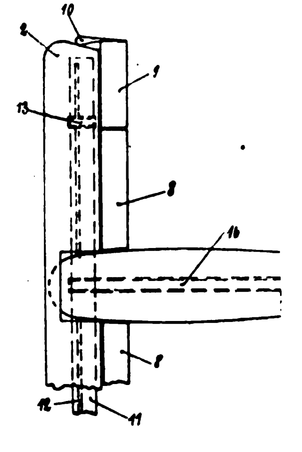


Abb. 1. Verkehrsflugzeug mit sichtbarer Stabilisierung.

geschickt werden, daß dieselbe nur die vorherrschende Gleichgewichtslage des Flugzeuges anzeigen soll, weshalb nur langsame Bewegungen von der Hilfsfläche ausgeführt werden brauchen, während blitzartige Stöße, durch Böen verursacht, nicht gesehen und erst angezeigt werden sollen, wenn das Flugzeug von denselben in eine andere Lage gedreht wird.

Es soll nun beschrieben werden, welche Mittel Anwendung finden, um die Hilfsfläche absolut betriebssicher ausführen zu können.

Abb. 1 zeigt ein Verkehrsflugzeug, dessen Rumpf zwecks Befestigung der Einrichtung einen entsprechenden Vorbau erhalten hat, welcher hinsichtlich der Raumfrage nicht unangenehm empfunden werden wird. Die Hilfsfläche selbst besteht aus zwei Teilen, dem festliegenden brettförmigen Unterkörper 1 und dem beweglichen Deckflügel 2, welch letzterer um die Achse 3 schwenkbar angeordnet ist. Beide Teile sind durch faltbare Wände 4 miteinander verbunden, so daß Unterkörper, Wände und Hinterteil des Deckflügels einen Luftraum 5 abgrenzen. Aus der Art der Zusammenstellung

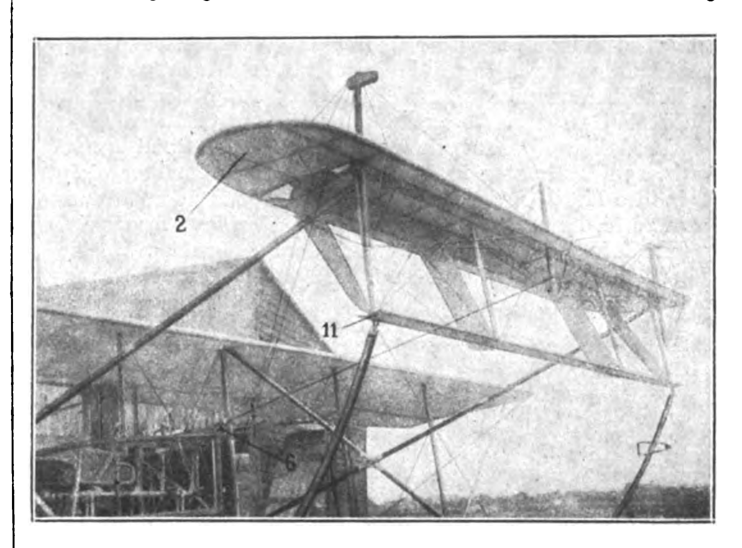


Abb. 2.

der Teile ist ersichtlich, daß durch Schwenken des Deckflügels um die Drehachse die Wände des Luftraumes blasbalgartig gefaltet werden, wobei Unterkörper und Deckflügel ein veränderliches Flächenprofil umgrenzen, dessen Einstellung von der Besatzung des Flugzeuges an der Höhe der hinteren Balgwand beobachtet werden kann.

Vor dem Start oder bei zu langsamem Fluge wird das Profil durch eine oder mehrere Druckfedern 6 in der aus Abb. 1 ersichtlichen Form erhalten.

Hinter den brettförmigen Unterkörper angelenkt, bilden drei Klappen 7, 8, 9 den Abschluß des veränderlichen Profils. Die mittlere, zu beiden Seiten des Rumpfes liegende Klappe kann fest eingestellt oder auch mit dem hinten liegenden Höhenruder gekuppelt sein, während die beiden äußeren Klappen frei vom Winde verstellt werden können, zu welchem Zwecke deren Schwerpunkt durch Gegengewichte 10 in die Drehachse verlegt wird. Experimente im Fluge haben gezeigt, daß derartig montierte Endklappen sehr empfindlich auf Seitenwind und Geschwindigkeitsdifferenzen beider Flügelenden sind, so daß die Schräglage des Flugzeuges im Kurvenflug mühelos an dem gegenläufigen Ausschwenken der frei beweglichen Außenklappen festgestellt werden kann.

Schräglagen des Flugzeuges im Geradeausflug können durch Neigungsmesser nach dem Pendelprinzip angezeigt werden.

Die zum Betätigen des Deckflügels nötige Arbeitsleistung wird vermittelst der festliegenden Fühlfläche 11 dem Fahrtwind entnommen. Zu diesem Zweck wird die Fühlfläche hohl ausgeführt und an geeigneter Stelle mit einem 5 bis 6 mm breiten Spalt 12 versehen, an welchem vom Flugzustand abhängige Druckdifferenzen (vorwiegend Minusdrücke) erzeugt und durch die Luftleitung 13 dem Absaugeraum 5 mitgeteilt werden. Das Profil der Fühlfläche ist verkehrt liegend am Flugzeug angeordnet, damit Änderungen in Geschwindigkeit und Einfallwinkel des Fahrtwindes keine einander aufhebenden Wirkungen am Spalte hervorbringen können.

Jede Luftverdünnung im Absaugeraum stellt zwischen dem Deckflügel und dem Unterkörper eine Spannung her, welche von der Größe der Grundfläche des Absaugeraums und der Größe der Luftverdünnung abhängig ist. Eine Bewegung des Deckflügels tritt ein, wenn die Kraft der Feder 6 der durch die Luftverdünnung erzeugten Kraft nicht Gleichgewicht hält, aber nur dann, wenn das Luftquantum im Absaugeraum eine Ab- oder Zunahme erfährt.

Es bereitet keine besonderen Schwierigkeiten, die Abnahme des Luftquantums im Absaugeraum vermittelst eines



Unterdruckes am Spalte durch denselben zu bewerkstelligen. Um aber umgekehrt die Zunahme des Luftquantums im Absaugeraum nach dem Verschwinden des Unterdruckes am Spalte sicherzustellen, mußten besondere Vorkehrungen getroffen werden. Als solche ist der Behälter 14 aufzufassen, welcher dem Anblaserand der oberen oder, wie hier, der unteren Tragfläche nachgebildet ist, und einige Meter lang diesen Anblaserand ersetzt. Der Behälter 14 verwandelt die Haupttragfläche ebenfalls zur Fühlfläche, indem Druckunterschiede an derselben vermittelst des Spaltes 15 durch den luftleitenden Kanal 16 dem Absaugeraum 5 übermittelt werden.

Bezüglich der Arbeitsweise stehen sich Spalt 12 und Spalt 15 fast immer in Widerspruch; manchmal vereinigen beide ihre Kräfte, um gemeinschaftlich Luft aus dem Absaugeraum zu fördern, aber in den meisten Fällen liegt der Spalt 15 wegen Zufuhr von Druckluft mit dem saugenden Spalt 12 in heftigem Streit, Grund dessen der Deckflügel an Bewegungsfreiheit gewinnt.

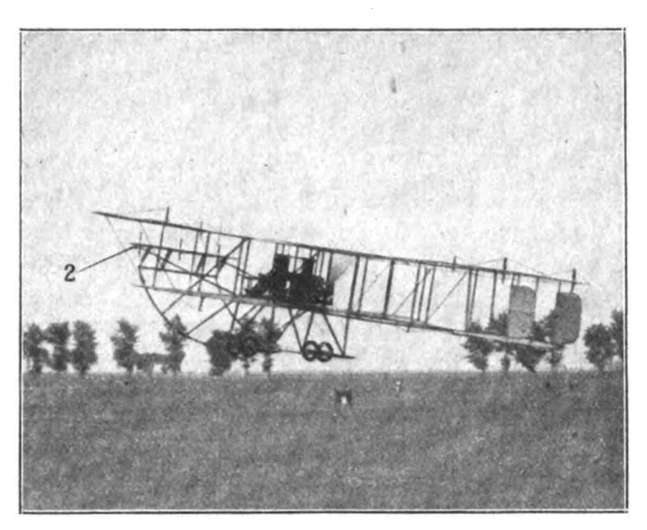


Abb. 3.

Um die Ursache dieser eigenartigen Gruppierung der Spalte erklären zu können, muß ich einige praktische Erfahrungen aus der Versuchsperiode zur Kenntnis bringen.

Die photographischen Abb. 2 u. 3 zeigen eine veraltete Ausführung der Einrichtung aus Vorkriegszeit, welche an einem Maurice-Farman-Flugzeug erprobt worden ist. An diesem Flugzeug war die Einrichtung an Stelle des vorderen Höhenruders eingebaut, ist aber nicht mit dem hinten liegenden Höhenruder gekuppelt worden. Es fehlte der Spalt 15 an der Haupttragfläche, so daß allein der Spalt 12, der an der leicht erkenntlichen Fühlfläche 11 eingeschnitten ist, die Arbeitsleistung übernehmen mußte, welche zum Verstellen des Deckflügels 2 nötig war. Einige wichtige Abmessungen der Einrichtung sollen die Abbildungen ergänzen.

Die Spaltöffnung an der Fühlfläche umfaßte eine Fläche von 0,013 m^2 und, voll geöffnet, hatte der Absaugeraum 30 l Rauminhalt. Das Auftriebsmittel des Deckflügels befand sich über der Achse, um welche derselbe schwenkbar angeordnet war. Die Vorspannung der Feder, mit welcher der Absaugeraum auseinandergezogen gehalten wurde, betrug 23 kg und stieg auf 33 kg, nachdem der Deckflügel in Mittelstellung geschwenkt worden ist. Dieser Zustand ist bei 22 m/s Fluggeschwindigkeit eingetreten. Die dementsprechende, im Absaugeraum stattfindende Luftverdünnung wurde hervorgebracht durch den Unterdruck am Spalt, an welchem durch Manometermessung im Fluge Minus 55 mm WS festgestellt worden sind. Die Hebelarme der Feder und der Luftkraft im Absaugeraum waren nicht genau gleich, derjenige der Feder betrug 170 mm, während Mitte Absaugeraum 200 mm von der Drehachse entfernt lag.

Lehrreich bleiben die Feststellungen, welche mit diesem Apparat gesammelt worden sind. Nach kurzem Anlauf des Flugzeuges erreichte der Deckflügel seine Mittelstellung, welche er bei ruhiger Luft unbeweglich beibehielt. Verringerte man die Fluggeschwindigkeit durch Abstellen des Motors oder durch Anziehen des Höhenruders, so lag die Erwartung nahe, daß der Deckflügel infolge der Abnahme der Saugkraft am Spalte vermittelst der starken Zugfeder nach oben geschwenkt werden würde. Die Probe zeigte aber, daß diese Voraussetzung nicht erfüllt wurde, denn nach wie vor der Geschwindigkeitsverringerung verharrte der Deckflügel in Mittelstellung und erst als das Flugzeug fast stillstehend senkrecht durchsackte, führte der Deckflügel die gewünschte Bewegung aus.

Wiederholte Flüge, welche zur Klärung der Ursache der Verspätung des Deckflügels ausgeführt wurden, brachten neue Überraschungen. Durch Frontböen, welche den relativen Fahrtwind vermehrten, wurde der Absaugeraum plötzlich leergesaugt, so daß der auf den Unterkörper 1 geschwenkte Deckflügel das Flugzeug heftig nach oben steuerte, also zeigend, wie schnell er ausschwenken konnte, wenn's nicht sein durfte. Aber damit nicht alles; infolge der Bö hatte der Deckflügel seine Mittelstellung überschritten, und wegen der deshalb eintretenden Verlängerung der Feder stieg die Spannung derselben auf mehr als 40 kg, aber anstatt den Fahrtverminderungen Gehorsam leistend, blieb der Deckflügel auch in der neuen Stellung so lange haften, bis ganz gefährliche Fahrtverluste das Flugzeug durchsacken machten.

Das Anbringen von Bleigewichten über der Drehachse, aus Abb. 2 ersichtlich, sollte den Schwerpunkt des Deckflügels senkrecht über die Drehachse erheben. Anläßlich der Fahrtverminderung des Flugzeuges mußten die Bleistücke vermittelst der ihnen innewohnenden lebendigen Kraft an ihrem Hebelarm nach vorn drücken und somit den Deckflügel nach oben schwenken helfen. Diese vielversprechende Maßnahme, allein angewandt, zeigte aber nicht den geringsten Erfolg.

Weitere Versuche, während welchen durch Flüssigkeitsmanometer die Druckschwankungen am Spalte sichtbar gemacht wurden, überzeugten, daß der Unterdruck am Spalte nach Geschwindigkeitsabnahme verschwunden war, während der Deckflügel erst das Durchsacken des Flugzeuges abwartete, bevor er in Bewegung trat[1]).

Nachdem diese unerwartete Erscheinung festgestellt war, galt es, dieselbe zu erklären. An Hand der Abb. 4 und 5 soll gezeigt werden, wie der behinderte Lufteintritt in den Spalt es sein könnte, welcher das Ausschwenken des Deckflügels verspätet.

Nach Abb. 4 werden durch Wind an der Fühlfläche Druckunterschiede erzeugt, und der Ort des niedrigsten Druckes befindet sich am Spalte. Aus der Meteorologie wissen wir, daß zwischen weit voneinander entfernten Gegenden nur kleine Druckunterschiede entstehen brauchen, um starke Winde hervorzurufen. Es kann deshalb kaum überraschen, wenn, den Windgesetzen Folge leistend, in dem Absaugeraum ein Orkan entsteht, welcher durch das Leitungsrohr der Wölbung der Fühlfläche zustrebt. Dort angekommen, wird die

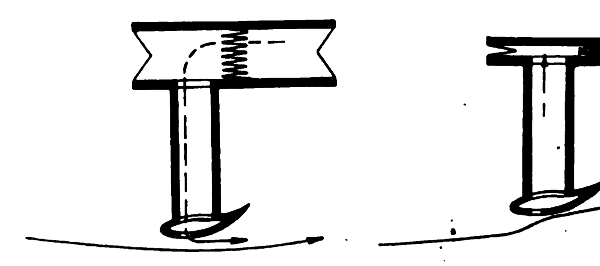


Abb. 4. Luftförderung aus dem Absaugeraum durch Unterdruck am Spalte der Fühlfläche.

Abb. 5. Ablenkung der Windbahn durch Unterdruck im Absaugeraum.

[1]) Spätere Messungen, welche ich während des Krieges vermittelst Flüssigkeitsmanometer an den Tragflächen zahlreicher Flugzeuge ausführen konnte, zeigten, daß Verminderung von Luftverdünnung am Anblaserand lange nicht so schnell durch das Manometer angezeigt wurde, als Vermehrung des Unterdruckes.

Da bei diesen Versuchen die Meßöffnung an der Tragfläche von gleicher Größe als die Oberfläche der Flüssigkeitssäule war, mußte die Verspätung gegenüber der oben erwähnten allerdings bedeutungslos erscheinen. Immerhin gewinnt man aus dieser Feststellung den Eindruck, daß in obiger Ausführung infolge starker Untersetzung von Spaltquerschnitt zu Absaugeraumgrundfläche der bei den Manometermessungen beobachtete Vorgang sozusagen durch das Vergrößerungsglas betrachtet wird.

auf ihrem Wege verdünnte Luft durch den Spalt in das Unterdruckgebiet übertreten, ohne aber dieses ausfüllen zu können, weil der vorbeistreichende Wind die austretende Luft mit sich reißt.

Solange der Nachschub der Luft aus dem Absaugeraum nicht durch gewaltsame Einwirkung vermehrt wird, besteht keine Gefahr, daß das Unterdruckgebiet durch die Nebenschlußluft geschwächt werden könnte. Das Unterdruckgebiet kann selbsttätig nur so viel Luft aus dem Absaugeraum aufnehmen, als es ohne Abschwächung ertragen kann, und das ist ein Quantum, welches groß genug ist, um bei hohen Windgeschwindigkeiten eine rasche Luftabfuhr sicherzustellen.

Abb. 5 zeigt uns, daß der Wind noch fortbesteht, aber infolge Änderung seines Einfallwinkels keinen Druckunterschied mehr am Spalte hervorruft. Dagegen besteht im Absaugeraum der Druckunterschied weiter fort, weil die gespannte Feder den Luftraum durch Heben des Oberteils zu vergrößern trachtet. Damit die Feder die Vergrößerung des Absaugeraumes zuwege bringen kann, muß demselben Luft durch die einzig vorhandene Öffnung, den Spalt, zugeführt werden.

Solange nun gar kein oder nur schwacher Wind am Spalte vorbeistreicht, steht dem Eintritt der Luft in den Spalt nichts im Wege; sobald aber der relative Wind eine gewisse Geschwindigkeit innehat, erschwert die lebendige Kraft der Luftteilchen ein Ablenken derselben aus ihrer Bahn. Unter dem Einfluß des Unterdruckgebietes im Absaugeraum erfahren dann die Luftteilchen in der Gegend des Spaltes eine Bahnkrümmung, ohne jedoch in letzteren eindringen zu können.

Die Darstellung ist allerdings nicht mehr zutreffend, wenn die Feder im Absaugeraum eine erheblich größere Luftverdünnung herstellt, wie solche durch den am Spalte vorbeistreichenden Wind erzeugt werden kann.

Gestützt auf diese Anschauungen konnte das widersprechende Verhalten des Deckflügels begründet werden, und es galt nun, Mittel zu finden, um die Störung zu beseitigen. Der einzuschlagende Weg war gewiesen durch die Beobachtung, daß der Deckflügel sehr schnell angesaugt werden konnte. Nach Messungen im Fluge ließ sich feststellen, daß die Fühlfläche imstande war, bei 22 m/s Fahrt ca. 50 l Luft pro s durch den Spalt zu fördern, ohne dem Unterdruckgebiet Schaden zu tun. Allerdings bezog sich die Beobachtung nur auf kurz dauernde Förderleistungen, denn während der Zeit des Stillstandes des Deckflügels muß der Gedanke an eine Luftabfuhr aus dem Absaugeraum unterbleiben, weil der letztere vollkommen luftdicht gefertigt war. Verglich man aber die kurzdauernde Förderleistung mit einer einen kleinen Zeitabschnitt dauernden Förderleistung, so konnte man schließen, daß die Fühlfläche zur Ausübung einer kleineren Dauerleistung verwendet werden kann.

Der Gedanke wurde verwirklicht, indem der Absaugeraum mit einem Zuleitungsrohr versehen wurde, durch welches Luft unter Staudruck andauernd in den genannten Raum eintreten konnte. Der Öffnungsquerschnitt dieses Rohres betrug 8 cm^2. Auf diese Weise sollte es der Fühlfläche nur gegen unablässige Arbeitsleistung möglich gemacht werden, die Luftverdünnung im Absaugeraum aufrecht erhalten zu können. Es wurde angenommen, daß dieser Arbeitszwang nicht ohne Einfluß auf die Arbeitsleistung der Einrichtung bleiben konnte, sobald sich am Spalte eine Druckschwankung zeigen würde.

Die Voraussetzung wurde durch Versuche geprüft und durch dieselben bestätigt. Da, wie erwähnt, die Fühlfläche imstande war, ca. 50 l Luft pro s abzugeben und durch die Öffnung in derselben Zeit nur 15 l eintreten konnten, zeigte sich während des Anlaufes und des Fluges vorerst nichts Neues, die Deckfläche wurde prompt in Mittelstellung gesaugt, als ob die Luftzufuhr gar nicht vorhanden wäre.

Als man aber den Motor abstellte oder am Höhenruder zog, war es mit der Arbeitsleistung der Fühlfläche vorüber, weil notgedrungen eine Verminderung des Unterdruckes am Spalte eintreten mußte. Dies bestätigte die sofort einsetzende Bewegung des Deckflügels, welche eintreten mußte, weil der Absaugeraum durch eintretende Luft angefüllt wurde. Erst als der normale Flugzustand wieder hergestellt war, nahm in natürlicher Folge die Fühlfläche ihre Arbeitsleistung wieder auf, förderte Luft und zwang den Deckflügel zur Mittelstellung zurück.

Des weiteren zeigte sich, daß der Deckflügel in böiger Luft keine heftigen Bewegungen mehr ausführte; vermehrte eine Bö den Luftaustritt am Spalte, dann mußte sie zwangsläufig auch den Lufteintritt durch die Stauröhre höher bemessen. Damit dieser Umstand bei Geschwindigkeitszunahme des Flugzeuges nicht schaden konnte, wurde die Stauröhre erweitert und ihre Öffnung mit einem automatisch gesteuerten Ventil versehen, welches bei zunehmender Fahrt die Lufteintrittsöffnung fast abgeschlossen hat.

Nachdem diese Versuchsergebnisse bekannt sind, wird es keine Schwierigkeit bereiten, die Wirkungsweise des Spaltes 15 bei der neuzeitlichen Einrichtung auseinandersetzen zu können. Der Spalt 15 soll die Stauröhre der alten Einrichtung ersetzen, aber keinen Ventilverschluß benötigen und noch anderen Anforderungen gewachsen sein.

Die Regulierung des Lufteintrittes durch den Spalt 15 geschieht gesetzmäßig durch die Änderung des Druckunterschiedes an den Haupttragflächen. Bei mittlerer Fluggeschwindigkeit ist der Druckunterschied am Spalte 15 am kleinsten. Wie die Versuche gezeigt haben, ist es den Luftteilchen nicht leicht, bei großer Geschwindigkeit und tangentieller Bewegungsrichtung zum Spalte in denselben einzudringen, weshalb der Spalt 15 fast ebenso groß, ja selbst größer ausgeführt werden kann als der Spalt 12. Der Spalt 15 macht sich aber sofort bemerkbar, wenn der Einfallwinkel des Windes zu den Tragflächen größer oder auch kleiner wird. Im ersten Falle wird der Eintritt der Druckluft begünstigt, während bei schnellem Fluge unter kleinem Winkel an der Stelle des Spaltes 15 Saugkräfte vorherrschen, welche geeignet sind, den Spalt 12 zu unterstützen, und dessen Arbeitsleistung nötigenfalls ganz ersetzen können.

Zahlentafel 1.

Einfallwinkel des Windes an den Tragflächen	Flug-geschwindigkeit	Druckunterschiede		Zugehöriger Profilquerschnitt der Hilfstragfläche
		Spalt 12	Spalt 15	
9°	Zu langsam	Kleinster Minus-Druck	Starker Plus-Druck	
7°	Langsam	Kleiner Minus-Druck	Grosser Plus-Druck	
5°	Normal	Mittelgrosser Minus-Druck	Kleiner Plus-Druck	
3°	Schnell	Grosser Minus-Druck	Null	
1°	Zu schnell	Starker Minus-Druck	Grosser Minus-Druck	

Flugzustände mit den zugehörigen Profilquerschnitten der sichtbaren Stabilisierung.

Zahlentafel 1 zeigt übersichtlich die Kombination der Druckunterschiede an beiden Spalten und läßt die gesetzmäßig zugehörigen Profilquerschnitte der Hilfsfläche erkennen.

In den Extremstellungen des Deckflügels ist das Flächenprofil der Hilfsfläche aerodynamisch mehr oder minder ungünstig gestaltet. Von besonderer Bedeutung ist dieser Umstand nicht, denn der Flugzustand, bei welchem die Extremstellungen vorkommen werden, ist, abgesehen von der Flugsicherheit, auch aus wirtschaftlichen Gründen zu meiden. Zu bemerken ist, daß die Extremstellungen nicht den Zustand der Gefahr, sondern »Gefahr im Anzuge« kenntlich machen. Es kann daher unter diesen Stellungen geflogen werden, wenn Bedürfnis dazu vorliegt, z. B. zwecks schnellem Niedergehen auf ein Gelände, um dort zu landen, und dem der Landung vorausgehenden Ausschweben.

Die Hilfsfläche kann nach zwei Gesichtspunkten an der Stabilisierung des Flugzeuges beteiligt werden. Die erste Art Stabilisierung ist die im Kriege angewandte, die bereits erwähnte indifferente, bei welcher der Führer das Höhenruder in allen Flugzuständen druckfrei in der Hand hat. In diesem Falle hätte die Hilfsfläche nur einen Teil der Drehmomente

auszugleichen, welche durch die Druckpunktwanderung an den Haupttragflächen hervorgerufen sind. Unter den Extremstellungen des Deckflügels fliegend, würde sich die Hilfsfläche nur als deutlich sichtbares Warnungszeichen bemerkbar machen, welches nicht unbeachtet bleiben kann, weil der Deckflügel gleich einem langen Band das natürliche Gesichtsfeld des Führers durchquert.

Bei der zweiten Art Stabilisierung soll die Hilfsfläche in größerem Maße an der Stabilisierung beteiligt sein. Der in Extremstellung befindliche Deckflügel soll Drehmomente hervorbringen, welche bei festeingestelltem Höhenruder selbsttätig den mittleren Flugzustand wiederherstellen werden. In dieser Weise angewandt, wird der Deckflügel das Flugzeug kopf- bzw. schwanzlastig machen können, allerdings in bestimmten Grenzen, damit es dem Führer noch gut möglich ist, durch Eingreifen mit dem Höhenruder willkürlich den abnormalen Flugzustand beizubehalten. Wenn große Entfernungen in wirtschaftlichem Fluge zurückgelegt werden sollen, kann dazu nur der mittlere Flugzustand in Frage kommen, während dessen Ausübung der Führer das Höhenruder druckfrei in der Hand hat, also nur auf kurze Zeitdauer durch etwas Steuerlast belästigt wird.

An die Betriebssicherheit der Einrichtung können bei sachgemäßer Ausführung derselben unbegrenzte Anforderungen gestellt werden; bewegliche Teile sind so gut wie nicht vorhanden. Eine Abnutzung der Spalte ist nicht denkbar, wenn die Fühlflächen aus Metall gefertigt sind. Die Beanspruchung der faltbaren Wände ist gering wegen der kleinen Druckunterschiede, die in Frage kommen. Besondere Wartung ist nicht notwendig, auch die Federn werden ihre einmalige Einstellung nicht ändern, denn dieselben sind groß und stark genug, um äußeren Einflüssen Widerstand leisten zu können.

Da der Kraftbedarf dem Fahrtwind entnommen wird, bestehen keine besonderen Betriebsanlagen. Der Wirkungsgrad der Energieübertragung ist nicht sehr wichtig, weil keine große Arbeitsleistung nötig ist, um den Deckflügel zu verstellen. Weil aber der Energieverbraucher, die Fühlfläche, gleichzeitig als Konstruktionsteil des Flugzeuges ausgebildet ist, verliert die Frage nach dem Wirkungsgrad jede praktische Bedeutung.

Im Fluge wird das Flugzeug vermittelst kleiner Druckunterschiede getragen, und eine Änderung dieser Druckunterschiede bedingt eine genau proportionelle Arbeitsleistung des Deckflügels, weshalb die Angaben der Einrichtung zuverlässig sind. — Flüge im Regen stören die Luftförderung der Spalte nicht und die Vereisung der Spalte kann durch Beheizen der Luftzirkulation verhindert werden.

An der hinten liegenden Dämpfungsfläche eingebaut, könnte der Deckflügel seine Arbeitsleistung als Stabilisator ebensogut zum Ausdruck bringen. Wer aber einmal sichtbare Stabilisation im Flugzeug erschaut hat, wird diesen Wegweiser auf unsichtbarer Straße nicht wieder aus seinem Gesichtsfeld missen wollen.

Die Verwendung der Einrichtung ist nicht nur auf Flugzeuge größerer Abmessungen beschränkt; im Kleinflugzeugbau angewandt, kommt ihr geringes Gewicht und billiger Herstellungspreis besonders zur Geltung. Die hohe Leistungsbelastung dieser Flugzeuggattung verlangt nachdrücklich ein Warnungsmittel vor dem überzogenen Flug und die größtmöglichste Ausnutzung der in der Atmosphäre vorhandenen Kräfte, Aufgaben, welche vermittelst eines starren Stabilisationsprinzips nicht gelöst, von dem beweglichen Deckflügel aber ausgeführt werden können.

Buch-Besprechung.

Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico. Jahrgang 8, Reihe 2a. Rom 1920. Gr.-8⁰. Nr. 2, Sept., S. 135 bis 269 mit zahlreichen Abb. Nr. 3, Okt., S. 1 bis 172 mit zahlreichen Abb.

Von den Berichten der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt enthielt das erste Heft vom März 1920, das uns nicht vorliegt, eine Abhandlung über Holzkonservierung.

Im zweiten Heft berichtet zunächst die Direktion der Anstalt (Crocco) über Untersuchungen von Cellini, der als Berechner aller italienischen Luftschiffe vorgestellt wird, über den Anteil der toten Last von Luftschiffen und die Zahl der aufnehmbaren Reisenden. Crocco hatte 1913 bei einer Gegenüberstellung von Luftschiffen und Flugzeugen gezeigt, daß es auch für Luftschiffe eine freilich sehr hoch gelegene Grenze der wirtschaftlichen Möglichkeit gäbe. Englische Veröffentlichungen behaupteten eine ständig wachsende Verbesserung mit zunehmender Größe. Hier wird aus Erfahrungsangaben und Überlegungen über das Anwachsen des toten Gewichts der Hülle, der gesamten toten Last, der Dienstlast usw. mit zunehmendem Rauminhalt gezeigt, daß die Zahl der Reisenden, die mit einem bestimmten Gasraum getragen werden können, bis 400000 m^3 steigt, daß die Vergrößerung aber nur bis etwa 270000 m^3 vorteilhaft ist. Darüber hinaus wird das geschäftliche Wagnis wegen der Größe der Einheit verhältnismäßig zu hoch.

Segrè beschreibt einen neuen Bremszaum für die Motorleistung mit zwei Zahnradpumpen, deren Raum durch drosselbare Rohrleitungen mit einem kühlbaren Wasserbehälter verbunden ist. Das Drehmoment wird mit einem verschiebbaren Gewicht ausgewogen. Aufbau und Wirkungsweise, Theorie und Versuchsergebnisse sind eingehend erörtert.

Das Croccosche Sicherheitsventil für Luftschiffe, das seit 1908 in den meisten italienischen Luftschiffen mit bestem Erfolg verwendet wird, behandelt der Erbauer selbst im nächsten Aufsatz. Der Gasdruck hebt eine ringförmige Fläche vom innern Ventilteller ab, die Rückzugfedern drücken diesen herab und vergrößern so die Öffnung. Dadurch wird innerhalb enger Druckgrenzen abgeblasen, die Zerplatzsicherheit der Hülle kann also gering gehalten werden.

Versuchsverfahren und Verwendbarkeit der aerodynamischen Anlagen in der Anstalt werden von Olmeda eingehend beschrieben: Der geschlossene Strahl in walzenförmiger Meßkammer, die von einem luftdichten Beobachtungsraum umgeben ist, mit doppelter Rückleitung, das Gebläse nebst Antrieb und Regelung, die Stauscheiben zum Messen der Windgeschwindigkeit und -Richtung, das Differentialmanometer mit gekrümmtem Meßrohr, die verschiedenen Wagen: die für schwere Modelle, die für Tragflügel mit dreifacher Wägung auf je einer von zwei Schneiden, die zum unmittelbaren Bestimmen des Druckpunktes durch windfahnenartige Einspannung des Modells, die zum Messen und Aufzeichnen von Drehmomenten und die zum Prüfen von Luftschrauben, letztere beiden besonders eingehend mit vielen Zeichnungen.

Als zweiter Bericht der aerodynamischen Abteilung folgen die Versuchsergebnisse mit Motorgondeln von demselben Verfasser. Die Modelle stammen von der Technischen Leitung der Militärluftfahrt bzw. aus der Versuchsanstalt selbst und konnten während des Krieges nicht systematisch untersucht werden. Trotzdem finden sich in dieser Arbeit außerordentlich eingehende Messungen und Erörterungen:

Erste Reihe: Ein Modell wird bei verschiedenen Anblasgeschwindigkeiten und Anstellwinkeln untersucht. Zweite Reihe: Vier ähnliche Modelle, zwei mit quadratischem, zwei mit rechteckigem Querschnitt, davon je eins kurz und lang, werden bei verschiedenen Anstellwinkeln miteinander verglichen und die mannigfachen Unterschiede durch die verschiedenartigen Einflüsse der Gestalt auf die Strömung erklärt. Dritte Reihe: Die gleichen Modelle werden in umgekehrter Richtung angeblasen und untereinander wie mit der zweiten Reihe verglichen. Vierte Reihe: Gondel für zwei Motoren. Am Anfang des Berichtes finden sich bemerkenswerte Angaben über die Grenzen der Abmessungen für die verschiedenen Arten von Windkanalmodellen.

Zum Schluß bringt Tenani eine praktische Fluchtlinientafel mit drei parallelen Geraden zum raschen, wenn auch nur näherungsweisen Umrechnen 24 verschiedener englischer Maße in die metrischen. Es handelt sich ja in jedem Falle nur um die Multiplikation einer gegebenen Zahl mit dem betreffenden Umrechnungsbeiwert, der ein für allemal als Punkt auf einer der drei Geraden festgelegt wird.

Das dritte Heft von Verduzio ist eine schöne Monographie des SVA-Doppeldeckers, des ersten italienischen Flugzeugs, das auf Grund wissenschaftlicher Forschung gebaut wurde. Seine Flugleistungen und Flugeigenschaften werden gelobt, die Abnahmeurkunden mit den französischen Urteilen bestätigen das, ebenso die Mitteilungen über die Flugversuche. In sieben Kapiteln werden die Vorgeschichte, die allgemeinen Baugrundlagen, die statische Berechnung der Flügel (über 50 Seiten!) und des Rumpfes, die aerodynamische Berechnung der Flugleistungen, die Prüfungen in der Technischen Abteilung des französischen Militärflugwesens, endlich die Modellversuche, die sich auch auf die Stabilitätsverhältnisse erstreckten, eingehend und mit schönen Zeichnungen wiedergegeben. Everling.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer“ des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller“.

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer“, die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller“.)

Weltluftverkehr.

Das Luftfahrt-Übereinkommen zwischen England und Frankreich, das kürzlich geschlossen worden ist, wird in der englischen »Official Gazette« veröffentlicht. Das Übereinkommen gibt beiden Staaten das Recht des freien Durchflugs für Privat- und Handelsluftfahrzeuge mit dem Vorbehalt der Festsetzung verbotener Zonen aus militärischen Gründen. Für sämtliche Luftfahrzeuge werden Bordbücher und Zulassungsscheine zum Luftverkehr, die stets an Bord mitgeführt werden müssen, vorgeschrieben. Die Benutzung von F. T.-Apparaten bedarf besonderer Genehmigung. Die Vertreter der jeweiligen Behörden sind zur Besichtigung landender und startender Luftfahrzeuge berechtigt.

Das Übereinkommen behält bis zum Inkrafttreten der Internationalen Luftfahrt-Konvention seine Gültigkeit. (»The Times«, 13. 12. 20.) v. K. **20/12. 07.**

Luftdienst—London Kontinent.
Flüge in der Zeit vom 21.—27. November 1920.

Reiseweg	Anzahl der Flüge	Fahrgäste	Postflüge	Frachtflüge	Anzahl der Flugtage	Durchschnitts-Flugzeit h	min
Croydon—Paris	15	25	5	11	11	3	21
Paris—Croydon	16	31	3	12	13	2	17
Cricklewood—Paris	7	16	1	6	6	3	6
Paris—Cricklewood	6	18	—	3	5	2	37
Croydon—Brüssel	1	—	1	1	1	2	55
Brüssel—Croydon	2	—	2	2	2	2	29
Cricklewood—Brüssel	3	2	2	2	3	2	38
Brüssel—Cricklewood	2	2	2	2	1	1	45
Wochensumme	52	94	16	39	42		

Der Verkehr London—Kontinent wurde von folgenden Firmen betrieben:

Air Post of Banks,
Air Transport & Travel,
Co. des Grandes Expresses Aériennes,
Handley-Page Transport Ltd.,
Justone Air Line,
Koninglyke Luchtvaart Maatschappy,
Messageries Aériennes,
Syndicat Nat. pour l'Etude des Transports Aériennes,
Co. Transaérienne.

(»Flight«, 2. 12. 20.) **20/12. 11.**

Über internationale Portosätze für Luftpost wurden auf dem diesjährigen Weltpostkongreß in Madrid Erörterungen gepflogen. Es wurde beschlossen, den einzelnen Postverwaltungen der Länder bis auf weiteres die Festsetzung der Luftposttarife selbst zu überlassen. Eine internationale Regelung wird erst auf dem nächsten im Jahre 1924 in Stockholm stattfindenden Weltpostkongreß erfolgen. (»Flight«, 2. 12. 20.) **21/1. 9.**

London—Kontinent-Dienst.
Flüge zwischen 28. November und 4. Dezember einschl.

Luftweg	Anzahl der Flüge	Anzahl der Passagiere	Postflüge	Frachtflüge	Zahl der vollendeten Fahrten	Durchschnittliche Flugzeit
Croydon—Paris	12	16	4	10	11	2 h 42 min
Paris—Croydon	11	35	1	8	9	2 » 27 »
Cricklewood—Paris	1	2	—	—	1	1 » 48 »
Paris—Cricklewood	2	3	1	1	1	1 » 55 »
Croydon—Brüssel	1	—	1	1	1	2 » 10 »
Cricklewood—Brüssel	1	—	1	1	—	— —
Brüssel—Cricklewood	4	1	4	4	1	2 » 40 »
Wochensumme	32	57	12	25	24	

(»Flight«, 9. 12. 20.) **21/1. 14.**

Der Luftverkehr Paris—Genf, der zeitweise eingestellt war, ist am 25. November 1920 wieder aufgenommen worden. (»La Suisse Aérienne«, 30. 11. 20.) **21/1. 15.**

Wettbewerbe.

Das XIII. Treffen in Monaco (Wasserflugzeuge) findet vom 13. bis 20. 4. 1921 statt und ist mit Preisen in einer Gesamtsumme von Fr. 160000 in bar ausgestattet. Die Wettbewerbe umfassen außer Geschicklichkeitsflügen und Höhen- und Schnelligkeitswettbewerben:

1. Einen kleinen Kreuzer-Flug auf der Strecke Monaco—Cannes—San Remo—Monaco, die zweimal zu durchfliegen ist (284 km). Offen für Renn-Wasserflugzeuge und Last-Wasserflugzeuge; Preise in Höhe von Fr. 40000.
2. Einen großen Kreuzerflug auf der Strecke Monaco—Ajaccio—Monaco (492 km); Preise insgesamt Fr. 60000.
3. Zwei Schnelligkeitswettbewerbe auf der Strecke Monaco—Cannes—Monaco—Mentone—Monaco, zirka 125 km. Preise je Fr. 10000. (»L'Air«, Paris, 5. 12. 20.) Hu. **20/12. 09.**

Für den Luftverkehr Malmö—Warnemünde hat die »Svenska Lufttrafikaktiebolaget«, augenblicklich wohl die einzige Zivil-Luftverkehrsgesellschaft von Bedeutung in Schweden, bei der Regierung eine Unterstützung verlangt, um im nächsten Jahre in Zusammenarbeit mit dänischen und deutschen Gesellschaften, aber unbedingt zum Teil mit schwedischen Flugzeugführern den Betrieb aufnehmen zu können.

Für den Flug Malmö—Warnemünde wird eine Subvention von Kr 1000 pro Flug oder Kr 15000 im Monat gefordert. Die Gesellschaft will sich dafür verpflichten, jedesmal 150 kg Post zu befördern.

Während des Betriebes der Strecke Malmö—Warnemünde vom 11. 8.—17. 10., also an 68 Tagen, wurde 62mal geflogen.

Befördert wurden
von Deutschland nach Schweden:
218 kg Post und 197 kg Pakete,
von Schweden nach Deutschland:
403 kg Post und 200 kg Pakete.

Die Erfahrungen ergaben die Notwendigkeit, alle Post-Wasserflugzeuge mit F. T.-Bordstationen auszurüsten, damit sie in der Lage sind, im Falle einer Notlandung dies mitzuteilen. (»L'Air«, Paris, 5. 12. 20.) Hu. **20/12. 10.**

Ein Luftverkehr London—Birmingham mit täglicher Verbindung wird von der Handley Page Corp. zunächst versuchsweise eingerichtet werden. Von den Erfahrungen und dem Interesse der Öffentlichkeit will die Gesellschaft ihre Entscheidung bezüglich der Einrichtung dauernder und weiterer Luftverkehrsrouten abhängig machen. Fahrpreis 2/10/- Pfd. Sterl. je Fahrgast, einschließlich 30 Pfund Freigepäck, d. h. also nicht einmal das Doppelte des Eisenbahnfahrpreises 1. Klasse, der 1/10/4 Pfd. Sterl. beträgt. Im Verhältnis zu dem Fahrpreise des Luftverkehrs London—Paris, der 10/10/- Pfd. Sterl. beträgt, ist der hier geforderte Preis verhältnismäßig sehr gering. (»Times«, 10. 12. 20.) **20/12. 16.**

Das erste Luft-Derby in Australien fand am 27. November statt. Der Dreiecksflug ging von Sydny aus über Camden—Richmond nach Sydney zurück. Sieger war Kapt. Matthews auf einem Sopwith G. N. U., der die 102 km lange Strecke in 42 Min. 54 Sek. zurücklegte. Im Handicap siegte Leutnant Love auf einem Avro-Flugzeug. (»Flight«, 2. 12. 1920.) v. K. **20/12. 47.**

Weltrekorde, anerkannt von der F. A. I., in der Zeit vom 6. 1. bis 20. 10. 1920:

Klasse C (Flugzeuge):

Rekorde bei:

1. Dauer:
Boussoutrot und Bernard 3.—4. 6. 20 (Farman »Goliath«) 24 h 19 m 7 s.
2. Entfernung:
Boussoutrot und Bernard 3.—4. 6. 20 (Farman »Goliath«) 1915,2 km.



3. Höhe:
R. W. Schroeder 27. 2. 20 (La Pere Doppeldecker) 10093 m.

4. Geschwindigkeit a) auf einer festgesetzten Strecke:

100 km:

De Romanet 25. 9. 20 (Spad-Herbemont) 23 min $6^1/_5$ s.
G. Kirsch 25. 9. 20 (Nieuport) 22 min 18 s.
Sadi Lecointe 25. 9. 20 (Nieuport) 21 min 28 s.

200 km:

G. Kirsch 28. 9. 20 (Nieuport) 48 min $52^3/_4$ s.
De Romanet 28. 9. 20 (Spad Herbemont) 46 min 7 s.
Sadi Lecointe 28. 9. 20 (Nieuport) 43 min $42^3/_5$ s.

1000 km:

Boussoutrot und Bernard 3.—4. 6. 20 (Farman »Goliath«) 10 h 19 m 46 s.

1500 km:

Boussoutrot und Bernard 3.—4. 6. 20 (Farman »Goliath«) 16 h 42 m 8 s.

b) Größte Stundengeschwindigkeit auf einer Strecke von 1 km:

Sadi Lecointe 7. 2. 20 (Nieuport) 275,862 km.
Jean Casalle 28. 2. 20 (Spad Herbemont Doppeldecker) 283,464 km.
De Romanet 1. 10. 20 (Spad Herbemont) 292,682 km.
Sadi Lecointe 10. 10. 20 (Nieuport) 296,694 km.
Sadi Lecointe 20. 10. 20 (Nieuport) 302,529 km.

5. Beförderte Nutzlast: a) Dauer (1500 kg):
G. Hill (Cricklewood) 4. 5. 20 (Handley Page W. 8) 1 h 20 m.

b) Höhe (1500 kg):
G. Hill (Cricklewood) 4. 5. 20 (Handley Page W. 8) 4276 m.
(»Flight« v. 16. 12. 1920.) v. K. **21/1. 18.**

Zum Michelin-Wettbewerb, dessen Preis Fr. 500000 beträgt, sind bisher keine Nennungen erfolgt, wahrscheinlich, weil die Wettbewerbsbedingungen äußerst schwer sind. Während der ersten Stunde wird eine Fluggeschwindigkeit von mehr als 200 km verlangt, in der zweiten Stunde darf dagegen nur eine Strecke von 10 km zurückgelegt werden und schließlich muß die Landung in einem Kreis von nur 5 m Radius erfolgen. Der Wettbewerb bleibt bis 1. Oktober 1930 offen; die Teilnahme ist nur französischen Fliegern gestattet. (»Flight«, 9. 12. 20.) **21/1. 31.**

Deutschland.

Die Luftpost Berlin—München mit Zwischenlandung in Magdeburg und Nürnberg ist am 28. 12. 20 seitens des Deutschen Luftlloyd, Berlin-Johannisthal, mit täglicher Verbindung eröffnet worden.

Flugplan:

10,30	ab	Berlin	an	1,15
11,45	an	Magdeburg	ab	12,00
12,00	ab	Magdeburg	an	11,45
2,15	an	Nürnberg	ab	9,30
2,30	ab	Nürnberg	an	9,15
3,45	an	München	ab	8,00

20/12. 01.

Die Luftpost Hamburg—Breslau mit Zwischenlandung in Magdeburg ist am 4. 1. 21 mit täglicher Verbindung in beiden Richtungen vom Deutschen Luftlloyd, Berlin-Johannisthal, eingerichtet worden.

Flugplan:

10,15	ab	Hamburg	an	1,30
11,45	an	Magdeburg	ab	12,00
12,00	ab	Magdeburg	an	11,45
3,00	an	Breslau	ab	8,45

20/12. 02.

Die Luftpost Stuttgart—Konstanz ist am 3. 1. 21 seitens der Unternehmung Paul Strähle, Schorndorf, Württemberg, eröffnet worden.

Flugplan:

11,15	ab	Stuttgart	an	2,00
12,30	an	Konstanz	ab	12,45

20/12. 03.

Die Luftpost Berlin—Königsberg ist seit 27. 12. 20 eröffnet. Die Unternehmerin Luftreederei Ostdeutsche Landwerkstätten, Berlin-Schöneberg, beabsichtigt, die Strecke täglich zu fliegen nach folgendem Flugplan:

8,00	ab	Berlin	an	3,15
10,20	an	Schneidemühl	ab	12,55
10,30	ab	Schneidemühl	an	12,45
3,10	an	Königsberg	ab	8,05

20/12. 04.

Die Flugzuschläge für Zeitungen werden vom 1. 1. 21 ab nach einer Mitteilung des Reichspostministeriums in folgender Weise berechnet:

Für durch die Post vertriebene Zeitungen einschl. der Verlagsstücke gilt folgender Satz:

Für jedes Exemplar einer wöchentlich einmal oder mehrmals erscheinenden Zeitung:

a) mit einem Durchschnittsgewicht der Einzelnummer bis zu 20 g monatlich 20 Pf.,
b) mit einem Durchschnittsgewicht der Einzelnummer über 20 bis 50 g monatlich 40 Pf.,
c) mit einem höheren Durchschnittsgewicht der Satz zu b) und für jede weiteren 50 g oder einen Teil davon 20 Pf. mehr.

Für Zeitungen, deren Flugbeförderung auf 1, 2 oder 3 Wochen verlangt wird, sind $^1/_4$, $^1/_2$ oder $^3/_4$ der Monatsgebühr zu berechnen.

Die Flugzuschläge für Zeitungen, die vom Verleger unter bestimmter Anschrift von 10 Stück versandt werden und für außergewöhnliche Zeitungsbeilagen bleiben mit dem Satz von M. 2,40 für 1 kg unverändert. **21/1. 3.**

Amerika.

Ein amerikanisches Einfuhrverbot für britische Flugzeuge ist auf Ersuchen der Wright Corporation von den amerikanischen Behörden ergangen, die den »Aircraft Disposal und Handley Page Companies« die nachgesuchte Einfuhrerlaubnis für 2365 britische Flugzeuge und 34000 Motoren verweigert haben. In dem Ersuchen der Wright Corporation war geltend gemacht worden, daß die englischen Flugzeuge und Motoren Nachahmungen Wrightscher Patente wären und daß ihre Einfuhr die neue amerikanische Industrie schwer zu schädigen vermöchte. (»Times«, 7. 12. 20.) **20/12. 35.**

Die Zahl der Luftverkehrsgesellschaften, die zurzeit in Amerika vorhanden sind, wird in einer Veröffentlichung des Vorsitzenden der »Manufacturers Aircraft Association« mit 100 angegeben. Außerdem sollen 1000 Privatflugzeuge vorhanden sein. Befördert wurden in den letzten 6 Monaten 80000 Personen und 1000000 Meilen geflogen.

Bei dem regen Luftverkehr mit Kanada, Mexiko und West-Indien erscheint es dringend erforderlich, internationale gesetzliche Vereinbarungen zur Regelung des zwischenstaatlichen Verkehrs zu treffen. (»Aerial Age«, 15. 11. 20.) v. K. **20/12. 38.**

Ein Luftdienst Barranquilla—Girardot (Columbien) ist unter Leitung der deutschen Firma Giessecken & Co. eingerichtet worden. Die 450 Meilen lange Strecke führt am Magdalena-Fluß entlang und wird von Junkers Wasserflugzeugen beflogen, die eine Tragfähigkeit von 1 t Ladung und 3 Passagieren besitzen. (»Flight, 16. 12. 20.) v. K. **20/12. 39.**

Die Einrichtung des Luftverkehrs Bahia-Blanca—Rio Gallegos (1500 Meilen) ist von der argentinischen Regierung genehmigt worden. Vier Hauptflugplätze werden in Bahia-Blanca, San Antonio Oeste, Trelew und Comodoro Rivadavia angelegt. Die Leitung des Luftdienstes soll von dem für den Materialtransport günstig gelegenen Trelew, in der Nähe von Puerto Madrin, aus erfolgen. (»Flight«, 2. 12. 20.) **20/12. 40.**

Die Eröffnung des Luftverkehrs New York—(Key-West)—Habana (20/10. 21) ist unter begeisterter Kundgebung der Bevölkerung kürzlich erfolgt. Die für den Luftdienst zwischen den Vereinigten Staaten und Kuba verwendeten nordamerikanischen Flugboote — von denen die beiden ersten zu Ehren des Columbus nach dessen Schiffen »Santa Maria« und »La Pinta« getauft wurden — sind F 5/L-Apparate, die während des Krieges an der Front in Frankreich Verwendung gefunden hatten, jetzt für den Passagierverkehr umgebaut und mit allen Bequemlichkeiten ausgestattet worden sind. Ihre Stundengeschwindigkeit beträgt 100 Meilen (amerik.), ihre Steighöhe 2—3000 Fuß; sie können außer der 3 Mann starken Besatzung bis zu 11 Fahrgäste mit je 30 Pfund Gepäck befördern und vermögen ohne Zwischenlandung 450 Meilen zurückzulegen.

Die Flugboote werden künftig zwischen Key-West und Habana im Anschluß an die New Yorker Züge verkehren (»Heraldo De Cuba«, 14. 11. 20.) **20/12. 41.**

Australien.

Neu-Seelands erster Luftpostdienst zwischen Christchurch und Timaru (Südinsel) und Auckland und Whangarei (Nordinsel) ist seit 1. Januar eröffnet. (»The Times«, 17. 12. 20.) v. K. **20/12. 48.**

England.

Aeronautische Vorlesungen an schottischen Universitäten. Mr. Bartlett vom »Royal Corps of Naval Constructors« hält in diesem Winter Vorlesungen über »Konstruktion und Bau von starren Luftschiffen« an den Universitäten von Glasgow, Edinburgh und Dundee ab. (»Flight«, 11. 11. 20.) **ND 42.**

Hochschulkurse für Luftfahrwesen sind vom »Imperial College of Science and Technology« in South Kensington für das laufende Wintersemester eingerichtet worden. Die Vorlesungen umfassen u. a. Flugtechnik, Aerodynamik, Thermodynamik, Meteorologie, Konstruktion von Luftfahrzeugen und Navigation. (»Flight«, 18. 11. 20.) v. K. **20/10. 09.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Lichtzeichen für den Luftverkehr. Illustr. Flug-Welt, Bd. 2, 24. Nov. 1920, S. 598/599 (3½ Sp., 5 Lichtb.). W. **21/1. 38.**

Flugzeugbau. Einziehbare Fahrgestelle. Versuchsflüge mit dem Dayton-Wright-Renneindecker (vgl. 21/1. 45) sollen einen Geschwindigkeitsunterschied von 48 km/h ergeben haben, wenn das Fahrgestell eingezogen wurde. Die Bedeutung eines einziehbaren Fahrgestelles wächst mit der Güte des Flugzeuges. Nach amtlichen Versuchen sind die Anteile der einzelnen Flugzeugteile am schädlichen Widerstande:

Flugzeug	Fahrgestell	Rumpf	Flügel-verspannung	Steuer-kabel
De H.-4	17 vH	31 vH	44 vH	8 vH
MRF	22 vH	47 vH	31 vH	0 vH
VCP-1 (Verville-Rennzweidecker. D. Ber.)	41 vH	47 vH	12 vH	0 vH
Junkers-Eindecker	44 vH	56 vH	0 vH	0 vH
Neuer amerikanischer Eindecker: Fahrgestell ausgestreckt	61 vH	39 vH	0 vH	0 vH
eingezogen	7 vH	93 vH	0 vH	0 vH

Bei dem letzten Flugzeug ist der Widerstand des Rumpfes aber so gering, daß der gesamte schädliche Widerstand den Flügelwiderstand erst bei Geschwindigkeiten von über 260 km/h erreicht. Das einziehbare Martin-Fahrgestell ist am Martin K-III bereits 1917 versucht worden. Es besitzt Räder mit federnden Speichen (wahrscheinlich Ackermann-Räder; die Räder des Martin-Fahrgestelles zeigen ebenfalls Flammbogenspeichen. D. Ber.). Das einziehbare Fahrgestell des Dayton-Wright-Eindeckers ist zweifellos aerodynamisch etwas vorteilhafter als das Martin-Fahrgestell, da es ganz eingezogen wird. Dieses beansprucht jedoch keinen Platz im Rumpf, und das ist zweifellos von erheblicher Bedeutung. — Jas. V. Martin, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 15. Nov. 1920, S. 274 (2 Sp., 2 Lichtb., 1 kl. Zahlentaf.). W. **21/1. 40.**

Flugzeugberechnung. Die Untersuchung des Trudelns der Flugzeuge. Die ersten wissenschaftlichen Versuche über Trudeln wurden durch F. A. Lindemann mit einem B. E. 2e-Doppeldecker gemacht (411. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates: Erforschung des Trudelns durch Versuch und Rechnung). Im Trudeln ist die Flugbahn eine steile Schraube, Halbmesser 3—6 m; die Luftströmung so, daß die Mittelteile der Flügel überzogen sind und daß sich der Anstellwinkel auf je 30 cm Spannweite 1° ändert; die Geschwindigkeit annähernd gleich der des freien Falles, zwischen 90 und 110 km/h.

Das Höhenruder ist gezogen, das Seitenruder gelegt. Ein Ausschlag des Querruders ist belanglos. In einzelnen Fällen muß man, um abzutrudeln, Seiten- und Querruder entgegengesetzt ausschlagen. Ziehen beschleunigt das Trudeln, Drücken verzögert und verwandelt es in einen Korkenzieher.

Ein Kampfeinsitzer trudelt mit einer Umdrehungszeit von über 2 s. Der Doppelsitzer braucht 3—4 s. Die Luftgeschwindigkeit beträgt überall etwa 30 m/s. Eine große Seitenflosse bremst, verhinderte in einem Falle das Trudeln ganz. Der photographisch festgelegte Halbmesser schwankt, wenn man aus der Schraubenlinie zum Trudeln übergeht, zwischen 3 und 40 m.

Aus der beobachteten Winkelgeschwindigkeit, Fluggeschwindigkeit, Beschleunigung und deren Winkel zur Flügelsehne wird der Trudelhalbmesser, Gleitwinkel, Winkel der seitlichen Neigung, Auftriebs-, Widerstandsbeiwert und Anstellwinkel berechnet. Anstellwinkelmesser, deren Genauigkeit 2°—3° betrug, bestätigen die Rechnung.

Der Anstellwinkel liegt über der Grenze des überzogenen Fluges; der größere Teil des Gewichtes wird durch den Widerstand getragen, der Auftrieb bestimmt die Flugbahn. Die Beschleunigung überschritt bei sehr raschem Trudeln selten die 2,5fache Erdbeschleunigung, und diese hohen Werte entstehen, wenn das Flugzeug aus dem Trudeln in einen Korkzieher übergeht. Die Fliehbeschleunigung der Flügel erreicht 6fache Erdbeschleunigung.

Zur Berechnung werden zwei Koordinatensysteme benutzt, eins fest im Raume, eins mit dem Flugzeug verbunden. Mit der »Streifentheorie«, die annimmt, daß die Kräfte an jedem Flügelelement nur von Anstellwinkel und Geschwindigkeit abhängen, nicht von dem, was daneben geschieht, gelingt es, aus den Abmessungen des Flugzeuges Flug- und Drehgeschwindigkeit sowie mittleren Anstellwinkel die Kräfte und Momente zu ermitteln. Die Wirkung von Höhen- und Seitenflosse wird mit berücksichtigt, von den Luftkräften an Fahrwerk, Rumpf, Verspannung usw. nur der Gesamtwiderstand. So folgen die sechs Bewegungsgleichungen. Das seitliche Rutschen ist nach Beobachtungen so gering, daß man es vernachlässigen kann. In den Gleichungen der Fortbewegung überwiegt der Einfluß der Spannweite, Flächenbelastung und Polare. Die Momentengleichungen werden durch Flossen- und Rudergröße beherrscht.

Mit dem Verkleinern der Spannweite und des Seitenverhältnisses wächst die Trudelgeschwindigkeit. Ebenso bei vergrößerter Flächenbelastung. Das Trägheitsmoment ist von geringem Einfluß. Ein stabiles Flugzeug trudelt langsamer als ein unstabiles. Die berechnete Richtkraft der Seitenflosse war groß genug, am Seitenruder ergibt die Rechnung jedoch die entgegengesetzten Kräfte, wie vorhanden. Dies erklärt sich nicht aus den Vernachlässigungen: Kein seitliches Rutschen, keine Seitenkraft der Verspannung und kein Einfluß des Trägheitsmoments, sondern aus dem noch unbekannten Kennwert (Länge mal Geschwindigkeit) und aus der Vermutung, daß die Streifenrechnung für die Längskräfte nicht so genau ist, wie bei andern Kräften und Momenten. — H. Glauert, 618. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates (38 S., 8 Schaub., 26 Zahlentafeln).

Ein Vortrag über Trudeln. Beim Trudeln wird der Führer auf seinen Sitz gepreßt, nicht, wie im Sturzflug, nach vorn gezogen. Früher sah man es als unstabilen Flug an, es ist jedoch eine stabile Bewegung. Im Schraubenflug macht das Flugzeug ständig kleine Schwingungen. Dabei ist auf zweifache Art Unstabilität möglich: Einmal, wenn Seitenflosse und -ruder zu groß; darüber sagt die Stabilitätstheorie nichts. Zweitens, wenn beide zu klein sind, trudelt das Flugzeug leicht. Geschwindigkeit unter 90 km/h. Ein Bristol Fighter brauchte mit Tragflügeln vom Seitenverhältnis 1:9,5 3,5 s zu einer Umdrehung, bei 1:7,5 nur 2,5 s, bei 1:4,5 nur noch 2,2 s. Der Einfluß des Querruders ist unbedeutend. Ein Sopwith Camel mit vergrößertem Seitenruder brauchte 1,8 s je Umdrehung anstatt 2,0 s. Ein Vickers-Flugzeug trudelte erst, nachdem der Stoff der Seitenflosse entfernt war. Mit dem Höhenruder gelingt es in einzelnen Fällen, das Trudeln in einen Schraubensturz zu verwandeln. Die Art, wie man es beginnt und beendet, ist je nach Flugzeug verschieden.

Nach Messungen an einem S. E. 5a tritt eine Schwingbewegung von 1,5 s Dauer auf. Der gemessene Anstellwinkel schwankte zwischen 15 und 35°, der gerechnete zwischen 17 und 37°. Aus dem Trudeln wurden Auftrieb und Widerstand des Flugzeuges berechnet. Neuere Versuche zur Bestimmung des Winkels des überzogenen Fluges gaben bei 40° den gleichen Auftriebsbeiwert. (Aus der Abb. geht der Wert Ca = 60 bis 70 hervor. Auftrieb annähernd gleich Widerstand. D. Ber.) — H. Glauert, Flight, Bd. 12, 18. Nov. 1920, S. 1191/1195 (7½ Sp., 6 Schaub.).

Windkanal-Versuche an einem verwundenen Flügel. Das Modell war 75 mm tief, 55 mm breit und so verwunden, daß zwischen den äußersten Sehnen ein Richtungsunterschied von 43° war. Zweck: Unterlagen für die Berechnung der Trudelgeschwindigkeit von Flugzeugen zu schaffen. Der gemessene Auftrieb und Widerstand stimmt mit den aus der Druckverteilung berechneten Werten auf 3,5 vH überein, das Moment um die Vorderkante weniger gut. Es scheint, daß ein Rechnen mit Hilfe der Kräfte am »Flügelelement« gerechtfertigt ist. — L. W. Bryand, 601. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates. (5⅓ S., 6 Kurventafeln.)

Die Drehung eines Profiles um eine feste (Längs-) Achse. Beim Trudeln ist das Moment eines Tragflügels um eine feste (Längs-) Achse abhängig von der vierten Potenz der Fluggeschwindigkeit, geteilt durch das Quadrat der Winkelgeschwindigkeit, und von den Luftkräften infolge der Winkelgeschwindigkeit des Trudelns. Diese selbst ist gleich der Fluggeschwindigkeit durch halbe Spannweite vervielfacht mit dem Tangens des Unterschiedes zwischen dem Anstellwinkel in der Mitte und außen. Die Ergebnisse dieser Formel unterscheiden sich von den Versuchswerten um 15 vH.

Die Rechnung zeigt, daß Profil RAF 6 zwischen 0° und 90° nur von 15° bis 26,5° sich von selbst um seine Längsachse dreht. Möglich ist eine Drehung zwischen 14° und 36°, aber durch Ungleichheiten der Luftströmung stark beeinflußt. — H. Glauert, 595. Bericht des englischen Luftbeirates (5½ S., 3 Kurventafeln).

Eigendrehung von überzogenen Profilen und ihre Beziehung zur Trudelgeschwindigkeit der Flugzeuge. Trudeln kann im Windkanal nachgeahmt werden durch ein über-

zogenes Modell, das sich um seine Symmetrieachse drehen kann. Es wurde ein Profil mit scharfem Knick in der Polare verwandt.

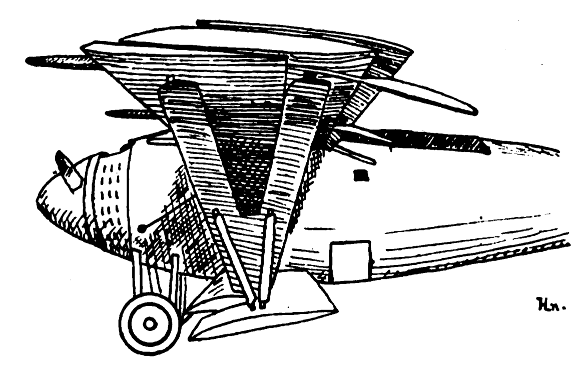
Versuche an einem Flügel 75×450 mm zeigten unterhalb des kritischen Anstellwinkels keine Eigendrehung. Eine mit der Hand verursachte wurde stark gedämpft. Im überzogenen Zustand trat sie ein und wuchs mit dem Anstellwinkel. Gute Übereinstimmung mit der Rechnung.

Die Drehgeschwindigkeit nimmt ab mit größer werdendem Seitenverhältnis. Nach Modellversuchen wächst sie geradlinig entsprechend der Fluggeschwindigkeit. Mit dem Anstellwinkel wächst sie zuerst schnell, bei 30° jedoch nicht mehr. Sie war beträchtlich höher als bei Einzelflügeln mit demselben Seitenverhältnis.

Beim S. E. 5 liefert die Berechnung aus Ergebnissen am Modell (1:16) 29,1 U/min um die Längsachse gegenüber 30 U/min am Flugzeug selbst. Wenn das Querruder beim Kanalversuch dem Trudeln entgegengerichtet war, war die Drehgeschwindigkeit kleiner, andernfalls größer. — E. F. Relf u. T. Lavender, 549. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates. (5½ S., Abb. 6 Schaub.). Hn.
20/12. 01.

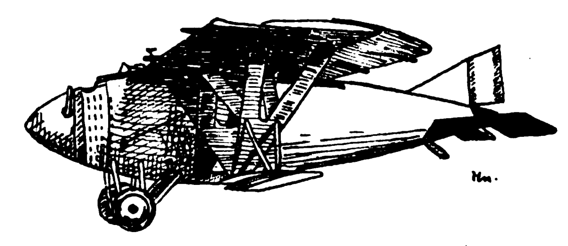
Flugzeugberechnung. Rechentafel zum Umrechnen englischer in metrische Maße und umgekehrt: Zwei logarithmische Zahlenteilungen für englische bzw. metrische Maße, seitlich in gleichem Abstand eine Reihe von Punkten; eine Gerade durch einen von diesen schneidet auf den Teilungen zwei zusammengehörige Werte für eine Größe, z. B. Meilen/h oder Tons/Quadratzoll, aus. (Die Genauigkeit einer solchen Tafel ist natürlich beschränkt, doch wird sie für viele Zwecke völlig genügen. D. Ber.) — Mario Tenani, Rendiconti dell' Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 8, Rom, Sept. 1920 (Reihe 2a, Nr. 2) S. 265/269 (4 S., 1 Fluchtlinientaf., 1 Zahlentaf.). E. **21/1. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Das Flugzeug von Levavasseur und Gastambide hat verstellbare Flügelgröße. Oberflügel gefaltet 1,60 m tief, ausgebreitet 3,28 m. Kleinste Fläche 32 m², größte 52 m². Start mit 1,76 m Flügeltiefe, 200 km/h Höchstgeschwindig-



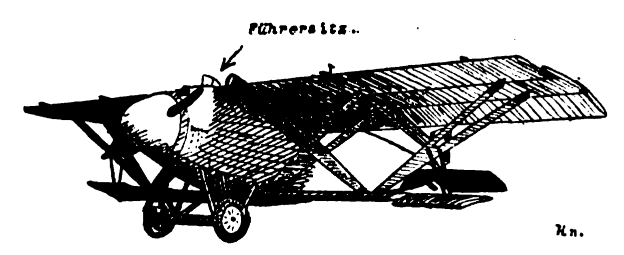
Flugzeug von Levavasseur und Gastambide, gefaltet.

keit bei 1,60 m Flügeltiefe. Landegeschwindigkeit mit entfaltetem Flügel 60 km/h. Die Veränderung der Fläche geschieht nur am Oberflügel durch Auseinanderziehen von drei dünnen im Normal-



Flugzeug von Levavasseur und Gastambide, halb entfaltet.

flug als ein dickes Profil aufeinanderliegenden Flügeln. Zur Führung dienen je drei durchgehende Rippen. Querruder am Unterflügel. Vgl. die 3 Abb. — Der Luftweg, Bd. 4, 18. Nov. 1920, S. 13 (⅔ Sp.,



Flugzeug von Levavasseur und Gastambide, ganz entfaltet.

2 Abb.); auch Flugsport, Bd. 12, S. 566; Ill. Flug-Welt, Bd. 2, Heft 26. Hn. **20/12. 03.**

Flugzeugbeschreibung. Der Morane-Saulnier-Hochdecker, Muster A. R., ist ein Zweisitzer für Sport und Verkehr. (Im wesentlichen fast genauer Nachbau des Morane-Saulnier-Parasol von 1913/14! D. Ber.).

Motor (Le Rhône)	80	PS
Spannweite	10,57	m
Länge	6,77	m
Höhe	3,41	m
Tragfläche	21,90	m²
Leergewicht	500	kg
Betriebstoffe (für 3 h)	67	kg
Insassen	160	kg
Fluggewicht	627	kg
Flächenbelastung	28,63	kg/m²
Leistungsbelastung	7,8	kg/PS

— L'Aviation Commerciale, März 1920 (2 S., 1 Schaub.), ber. von The Technical Review, Bd. 7, 16. Nov. 1920, S. 211/212. W. **20/12. 04.**

Flugzeugbeschreibung. Der Albatros-Verkehrs-Eindecker L 57. — Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 24. Nov. 1920, S. 584/585 (4 Sp., 1 Lichtb., 3 Skizz., 1 Zahlentaf.). W. **20/12. 05.**

Flugzeugbeschreibung. Der zweisitzige Avro-»Baby«-Zweidecker, Muster 543, ist ein verspanntes, einstieliges Sportflugzeug und entspricht dem Avro-»Baby«-Einsitzer (vgl. dazu z. B. Flugsport 1920, S. 285/287). Flügel Holzkonstruktion, geringe V-Form, nach vorn gestaffelt. Doppelte, nicht entlastete Querruder. Kielflosse fehlt, Seitenruder entlastet. Höhenflosse tragend, mit nicht entlastetem Höhenruder. Rumpf Holzdrahtboot, mit Leinen bezogen. Sitze in einem Rumpfausschnitt dicht hintereinander, Führer vorn. Normalfahrgestell aus Stahlrohr, mit Sperrholzverkleidungen an den Streben. Vierzylinder-Reihenmotor, vollständig verkleidet, besitzt kurze Auspuffstutzen. Rechteckiger Bugkühler.

Motor Vierzylinder — Green, wassergekühlt	35—45	PS
Leergewicht mit Kühlwasser	286	kg
Fluggewicht	440	kg
Flächenbelastung	26,8	kg/m²
Leistungsbelastung (40 PS!)	11,0	kg/PS
Benzinverbrauch in 0,3 km Höhe	11,4	l/h
Landegeschwindigkeit	65	km/h
Fluggeschwindigkeit in 0,3 km Höhe	113	km/h
Flugweite	365	km

— Flight, Bd. 12, 4. Nov. 1920, S. 1145/1147 (5 Sp., 2 Lichtb., 3 Skizz. d. Flugz. mit Maßang., 1 Schaub. der Steigzeiten und Geschwindigkeiten); auch The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 10. Nov. 1920, S. 760/762 (1 Sp., 2 Lichtb.). W. **20/12. 06.**

Flugzeugbeschreibung. Der Martinsyde-»Semiquaver«-Rennzweidecker vom Gordon-Bennett (vgl. 20/06. 06) ist ein normaler verspannter Einstieler mit stark nach vorn gestaffeltem Oberflügel, der in Augenhöhe vor dem Führer liegt. Unterflügel kleiner, aber mit gleicher Tiefe. Oberflügel liegt auf einem schmalen Rumpfgrat (ähnlich wie bei dem alten deutschen Roland-»Haifisch«-Jagdeinsitzer, Rol. D. II! D. Ber.) Stiele parallel und nach vorn geneigt. Querruder nur im Oberdeck. Kein Ruder ausgeglichen. Höhen- und Kielflosse vorhanden. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt, runder Rückenverschalung und Halbkreis-Bugkühler über der Luftschraubenwelle. Normalfahrgestell.

Motor Hispano-Suiza	300	PS
Spannweite (oben)	6,15	m
Länge	5,85	m
Höhe	2,20	m
Tragfläche	13,65	m²
Fluggewicht	920	kg
Flächenbelastung	67,4	kg/m²
Leistungsbelastung	3,66	kg/PS

— E. H. Lémonon, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Okt. 1920, S. 307/308 (1½ Sp., 5 Skizz.). W. **20/12. 07.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue einmotorige Curtiss-»Eagle«-Doppeldecker. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 10. Nov. 1920, S. 764 (½ Sp. o. Abb.); auch Aerial Age Weekly, Bd. 12, 8. Nov. 1920, S. 247 (1 Lichtb., o. Text). W. **20/12. 08.**

Flugzeugbeschreibung. Der L. C. 7-Sport-Zweidecker der U. S. Airplane and Motor Engineering Co. (Upper Sandusky, Ohio) ist ein zweisitziger, verspannter Zweistieler mit (anscheinend wassergekühltem) 42 PS-Standmotor, der neuerdings durch einen 60 PS-Motor ersetzt werden soll. Steuerung erfolgt durch Stangen. Führersitz hinten. Begleitersitz leicht herausnehmbar in besonderem Rumpfausschnitt, der für Flüge ohne Begleiter abdeckbar ist. Normalbauart eines Rumpfdoppeldeckers.

Spannweite	7,9 m
Länge	6,12 m
Höhe	2,03 m
Flächenbelastung	32,5 kg/m²
Leistungsbelastung (42 PS)	11,9 kg/PS
Geschwindigkeitsbereich	42—127 km/h

— Flight, Bd. 12, 4. Nov. 1920, S. 1156 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **20/12. 09.**

Flugzeugbeschreibung. Albatros W 10-Flugboot-Eindecker. — M., Motorwagen, Bd. 23, 10. Nov. 1920, S. 591/592 (2½ Sp., 3 Skizz.). W. **21/1. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Das Ansoldo-Verkehrsflugzeug (vgl. Flugarchiv 2008, ZFM S. 164) ist ein Doppeldecker mit bis zum Oberflügel durchgeführtem Rumpf in Walfischbauart und geschlossenem Abteil für vier Reisende. — Flugsport, Bd. 12, 8. Dez. 1920, S. 562/563 (1 S., 2 Abb.). W. **21/1. 44.**

Flugzeugbeschreibung. Der Dayton-Wright-»R. B.«-Renn-Eindecker (vgl. 3705, 20/01. 12, 20/06. 06 und 20/10. 17), von Beaman, W. N. Conover und E. F. Longchamps konstruiert, besitzt erhebliche Mängel, bedeutet aber eine vielversprechende Bauart.

Motor 250 PS-Hall-Scott-Sechszyl.-Reihenmotor.

Leergewicht	637 kg
Nutzlast	205 kg
Gesamtgewicht	842 kg
Flächenbelastung	88,3 kg/m²
Leistungsbelastung	3,39 kg/PS
Landegeschwindigkeit	115 km/h
Höchstgeschwindigkeit (unwahrscheinlich! D. Ber.)	360 km/h

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 17. Nov. 1920, S. 795/796 (2 Sp., 3 Skizz.); auch Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 8. Dez. 1920, S. 614/616 (4 Sp., 3 Skizz., 1 Lichtb., die Zahlenangaben weichen von obenstehenden teilweise etwas ab. D. Ber.). W. **21/1. 45.**

Flugzeugbeschreibung. Englische Betrachtungen und Untersuchungen am Junkers D 1. — Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 8. Dez. 1920, S. 610/613 (8 Sp., 4 Lichtb., 9 Skizz., o. Zahlenangaben). W. **21/1. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Kondor E 3-Hochdecker. — Flugsport, Bd. 12, 8. Dez. 1920, S. 563/566 (3 S., 2 Lichtb.). W. **21/1. 47.**

Flugzeugbeschreibung. Der Loening-Jagdzweisitzer von 1918 ist ein Eindecker mit 300 PS-Wright-Hispano-V-Motor. Flügel auf jeder Seite durch zwei breite Streben gegen die Rumpfunterkante abgestützt. Obere Flügelverspannung fehlt. Querruder entlastet. Leitwerk mit Höhen- und Kielflosse. Hoher Rumpf mit rechteckigem Querschnitt. Sichtausschnitt im Rumpf unter dem Flügel. Niedriges Fahrgestell normaler Ausführung. Das Flugzeug wird in der Fliegertruppe der Vereinigten Staaten gegenwärtig viel verwendet. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 24. Nov. 1920, S. 826 (1 Lichtb. m. Text). W. **21/1. 48.**

Flugzeugbeschreibung. Der Laird-»Swallow«-Zweidecker ist ein normaler verspannter Zweistieler mit zwei getrennten Sitzräumen. Führersitz hinten; im vorderen offenen Sitzraum zwei Reisende nebeneinander.

Motor, Curtiss-Achzyl.-V., OX-5	90 PS
Flächenbelastung	26,3 kg/m²
Leistungsbelastung	8,9 kg/PS
Flugweite bei Höchstgeschw.	410 km

Flugleistungen (Versuche auf einem Flugplatz mit rd. 0,4 km Höhe ü. M.):

Höchstgeschwindigkeit	139 km/h
Landegeschwindigkeit	61 km/h
Steigzeit mit Führer, 2 Reisenden und vollen Behältern 1,2 km in	10 min
Steigzeiten mit Führer allein	
0,9 km in	4,5 min
2,4 km in	17 min
3,0 km in	23 min
Gipfelhöhe 5,2 km in	1 h

— Aerial Age Weekly, Bd. 12, 8. Nov. 1920, S. 253, 259 (2½ Sp., 1 Lichtb., 3 Skizz.). W. **21/1. 49.**

Flugzeugbeschreibung. Das Dreimotoren-Flugboot »Latham«, erbaut von Jean Latham in Caudebec-en-Caux, besitzt drei Motoren dezentral zwischen den Flügeln, die unmittelbar zwei vierflügelige Zugschrauben und eine vierflügelige Druckschraube antreiben. Stirnkühler vor den Motoren. Die Tragzelle zeigt außer der Motorverstrebung beiderseits zwei Stielpaare und normale Verspannung. Das überragende Ende des Oberflügels, das das entlastete Querruder trägt, ist gegen den Unterflügel im Dreieckverband abgestützt. Unter der Abstützstelle der seitliche Stützschwimmer. Bootsunterseite leicht eingewölbt und ausgeprägt gekielt. Kastenleitwerk. Höhen- und Seitenruder entlastet. Flügel ohne Pfeilform und mit leichter V-Stellung. Das Flugboot ist vor allem als Lastflugzeug gedacht (anscheinend Marine-Flugboot für Bombenwurf. In der Spitze nach der beigefügten Skizze ein M.-G.-Stand mit Drehring, dahinter liegen in dem verhältnismäßig breiten Boote zwei Sitze nebeneinander und durch einen Durchgang getrennt. Die ganze Bauart ist unverkennbar durch die amerikanischen Flugboote, besonders Curtiss, beeinflußt! D. Ber.). — L'Air, Bd. 1, 20. Nov. 1920, S. 26 (2 Sp., 2 Skizz.). W. **21/1. 50.**

Flugzeugbeschreibung. Der englische Nieuport-»London«-Zweimotoren-Dreidecker (Erbauer H. P. Folland) ist ein Nachtbombenflugzeug aus dem Jahre 1918, nicht mehr an die Front gekommen. Zwei dieser Maschinen werden gegenwärtig vom Luftministerium geprüft, doch werden die erzielten Leistungen geheim gehalten. Die drei Flügel sind gleich groß, ohne Staffelung mit leichter V- und ohne Pfeilform, sie tragen entlastete Querruder. Höhen- und Seitenruder sind ebenfalls entlastet. Rumpf auf Unterflügel mit viereckigem Querschnitt; Gitterbauart mit Sperrholzbeplankung und ohne Verspannung. Tragzelle normal zweistielig; Verspannung lediglich zwischen Ober- und Unterdeck (wie z. B. der deutsche LVG G III. D. Ber.). Motoren außenbords zwischen Unter- und Mittelflügel in tropfenförmigem Motorrumpf aus Aluminium, treiben zwei Zugschrauben an. Zwei Benzinbehälter im Rumpf, zwei Falltanke im Mitteldeck über jedem Motor; Ölbehälter in den Motorgondeln. Motorschott aus Vielfach-Sperrholz. Fahrgestell zweiteilig mit insgesamt zwei Rädern, die unter den Motoren liegen (in recht ungeschickter Anordnung! D. Ber.). Baustoff: im wesentlichen Holz; Metallbeschläge möglichst vermieden. Drei Sitze für Führer und zwei Schützen bzw. Beobachter. Handradsteuerung. Höhen- und Kielflosse verstellbar, letztere ermöglicht den Geradeausflug mit einem Motor. — Flight, Bd. 12, 2. Dez. 1920, S. 1231/1239 (17½ Sp., 10 Lichtb., 3 Zeichn., 35 Skizz.). W. **21/1. 51.**

Flugzeugbeschreibung. Das Flugzeug SVA von 1916/17, ein Doppeldecker für Bombenabwurf und Fernerkundung, war die erste italienische Bauart auf wissenschaftlicher Grundlage, hatte 230 km/h in 0,5 km Höhe, noch 193 km/h in 5,5 km, war von Durchschnittsfliegern zu steuern, ließ sich leicht warten und einstellen, war für den Reihenbau geeignet.

(Eine sehr ausführliche Monographie über Entstehung, Berechnung und Prüfung des Flugzeugs, mit der gesamten statischen und aerodynamischen Berechnung, der Abnahmeprüfung mit den französischen Fliegerurteilen, vielen Angaben über Abmessungen, Gewichtverteilung, Flugeigenschaften und -leistungen, Einbauten usw. D. Ber.)

Der Spa-A 6-Sechszylinder-Reihenmotor, 234 PS bei 1700 U/min, liegt vorn unter einer Haube, er hat Marelli-Magnete und Zenith-Vergaser.

Größte Spannweite (oben)	8,00 m
» » (unten)	6,68 m
Größte Länge	8,00 m
Höhe	2,65 m
Flächenbelastung	41,5 kg/m²
Leistungsbelastung	3,83 kg/PS
Fluggewicht	0,90 t
Nutzlast	0,23 t

R. Verduzio, Rendiconti dell' Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 8, Rom, Nov. 1920 (Reihe 2a, Nr. 3), S. 3/172 (168 Seiten, 76 Skizzen, Schaub. usw., 26 Zahlentaf., Inhaltsverzeichnis usw.). Mit Vorwort von R. Giacomelli, S. 1/2 (2 S., o. Abb.). E. **21/1. 53.**

Flugzeugteile. Mangelnde Festigkeit von Beschlagteilen des Avro 504 und 536 (Doppeldecker-Zweisitzer bzw. Verkehrs-Dreidecker): Der obere Schuh der Motor-Querstrebe hat sich als zu schwach erwiesen und kann nicht mehr als zulässig betrachtet werden. Das Flugtauglichkeitszeugnis tritt daher bis zur Abstellung der Mängel außer Kraft. Die Eigentümer zugelassener Flugzeuge dieser Muster haben, wenn der Beschlag nicht sofort ausgewechselt wird, den alten Beschlag binnen einer Woche mit einem vorgeschriebenen Verstärkungsbügel zu versehen und spätestens in drei Monaten durch einen verstärkten Beschlag zu ersetzen. Auch an den Beschlägen des Leitwerkes der Handley Page-Flugzeuge 0/400 (zwei Motoren) und der Bauarten 0/7, 0/10, 0/11, 0/14 haben sich Anstände ergeben. Insbesondere sind die Befestigungsbeschläge des Seitenruders und die Stielschuhe der Leitwerkzelle infolge Materialfehler zu schwach und müssen daher umgehend ersetzt oder verstärkt werden. Bis zur Behebung der Anstände tritt das Flugtauglichkeitszeugnis außer Kraft. — Merkblatt für Werkmeister Nr. 12 bzw. 13, 1920, des Britischen Luftministeriums vom 13. bzw. 23. Okt. 1920, berichtet von The Aero-

plane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 3. bzw. 10. Nov. 1920, S. 738 bzw. 766 (je 1/4 Sp., o. Abb.). W. **20/12.10.**

Flugzeugteile. Die Festigkeit von Holz, das schräg zur Faser belastet wird, ist nach Jenkin zu berechnen aus der Summe der drei Komponenten der Kräfte nach den Fasern, nach und senkrecht zu den Jahresringen. — Automotive Industries, Bd. 43 11. Nov. 1920, S. 983 (2/3 Sp., o. Abb.). Hn. **21/1.54.**

Lichtbildwesen. Entstehung und Ausnutzung des Luftraumbildes im Kriege. — R. Klemm, Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 8. Dez. 1920, S. 421/422 (4 Sp., o. Abb.). W. **21/1.55.**

Literatur. Neu erschienene Berichte des englischen Luftfahrt-Beirates:

504. Shakespear-Durchlässigkeitsmesser für Ballonstoffe (Shakespear Permeameter for Ballon Fabrics). Okt. 1918.

624. Lärm von Luftschrauben (The Emission of Sound by Airscrews). März 1919.

625. Versuche mit zwei Bristol-Flügelschnitten, »Braemar« und »Badger« (Test on Two Bristol Aerofoils—Braemar and Badger). März 1919.

632. Die Längssteuerung von »X«-Flugzeugen (The Longitudinal Control of »X«-Aeroplanes). Januar 1919.

662. Einiges über die Theorie der Luftschraube im Windkanal (Some Notes on the Theory of an Airscrew Working in a Wind Channel). (Mit Schaubild.) Februar 1920.

670. Größte Winkelgeschwindigkeit von Flugzeugen (Maximum Angular Velocity of Aeroplanes). März 1920.

673. Aufstellung der Lastvielfachen von Schwerer-als-Luft-Fahrzeugen (Schedule of Load Factors for Heavier-Than-Air-Craft), Bericht des Unterausschusses für Lastvielfache. Januar 1920. — Flight, Bd. 12, 2. Dez. 1920, S. 1244 (1/2 Sp., o. Abb.). W. **21/1.57.**

Luftschiffberechnung. Untersuchung über das Gewicht der toten Last von Luftschiffen und die Zahl der beförderbaren Reisenden. Nach einem Vortrag von Crocco 1913 gibt es für Luftschiffe wie für Flugzeuge eine freilich sehr hoch gelegene Grenze der Möglichkeit. Das soll rechnerisch geprüft werden.

Totes Gewicht der Hülle. Die Gummimenge ist proportional der Oberfläche, die Baumwolle außerdem der Spannung, im ganzen also dem Quadrat der Oberfläche, die innere Verspannung dem Rauminhalt, das Gewicht der Ringe proportional ihrer Zahl und der Oberfläche, das Ballonet der Oberfläche, das Gewicht der Ventile usw. dem Rauminhalt. Die Biegemomente und die Ruder der Oberfläche proportional, die Motoranlage der Oberfläche und dem Würfel der Geschwindigkeit oder einfach der Leistung, Kabine, Instrumente usw. dem Rauminhalt. Die Beiwerte ergeben sich nach ausgeführten Luftschiffen. Unter bestimmten Annahmen für den Widerstand, die Zahl der Ringe usw. folgen Zahlenreihen, nach denen das Einheitsgewicht der Hülle mit dem Inhalt wächst. Das Einheitsgewicht der gesamten toten Last sinkt und ist zwischen 250000 und 300000 m³ am kleinsten. Die Dienstlast ist z. T. (FT) fest, z. T. (Beleuchtung) der Länge, z. T. (Ersatzteile) der Motorleistung, z. T. (Behälter) dem Brennstoff- und Ballastvorrat proportional. Die Besatzung beträgt 14 Mann und einen weiteren für je 500 PS. Jeder Reisende wiegt mit Gepäck, Kabine und Lebensmitteln für zwei Tage 131 kg. Die Zahl der Reisenden je m³ Gas wächst von 0,00038 auf 0,00273, wenn der Gasraum von 50000 auf 400000 m³ steigt. Bis 200000 m³ hat die Vergrößerung sichtliche Vorzüge. Bei weiterer Steigerung des Rauminhalts wird das geschäftliche Wagnis verhältnismäßig zu groß. — »Direktion des Instituts« (Primo Cellini, auf Veranlassung von G. A. Crocco), Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 8, Rom, Sept. 1920 (Reihe 2a, Nr. 2), S. 135/150 (14½ S., 3 Schaub., 14 Zahlentaf.). E. **21/1.58.**

Luftschiffbeschreibung. Das Sicherheitsventil nach Crocco für Luftschiffe von 1908 hat sich in zahlreichen Luftschiffen bewährt. Es ist leicht, wirkt selbsttätig innerhalb enger Druckgrenzen oder bei Betätigung von Hand. Die Zerplatzsicherheit des Stoffs kann also gering gehalten werden. Das Ventil ist entworfen für eine sekundliche Ausflußmenge von 0,06 vH des Gesamtinhalts, entsprechend 5 m/s Steiggeschwindigkeit, für einen Umfangdruck von 30 g/cm auf den Gummiring, der zum Dichthalten beim Betriebsgasdruck nötig ist. Die Sicherheit, das Verhältnis des Platzdrucks zum größten Betriebsdruck in mittlerer Hüllenhöhe, beträgt 9, wegen des empfindlichen Abblasens. Der Gasdruck wirkt hier auf eine größere Fläche als den Ventilteller, die diesen ringförmig umgibt und sich mit Faltenbalg abhebt. Dadurch, daß die drei Rückzugfedern mit Winkelhebeln den Ventilteller herabdrücken, wird die mit der Öffnung zunehmende Federspannung zum weiteren Öffnen ausgenutzt. — G. A. Crocco, Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 8, Rom, Sept. 1920 (Reihe 2a, Nr. 2), S. 165/179 (15 S., 9 Lichtb., 4 Skizzen, 1 Schaub., 1 Zahlentaf.). E. **21/1.59.**

Luftschiffbeschreibung. Das Zodiac-Sportluftschiff ist ein kleines Pralluftschiff für zwei nebeneinander sitzende Insassen.

Balloninhalt . . . . rd.	1000 m³
Geschwindigkeit . . . . »	60 km/h
Fahrtbereich . . . . »	300 km

— Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 24. Nov. 1920, S. 596/597 (3 Sp., 3 Skizz.). W. **21/1.60.**

Luftschrauben. Das Biegemoment bei Luftschrauben kann näherungsweise berechnet werden, ohne den Auftrieb längs des Flügels zeichnerisch zu integrieren, den man gewöhnlich doch nicht kennt. Man nimmt eine Belastungskurve an, die aus Geraden und Parabeln zusammengesetzt ist, integriert diese und berichtigt dann wegen der Annahme, daß die Luftkräfte längs des Flügels in der gleichen Ebene liegen. — E. P. Warner, Aviation, 1. Juli 1920 (3 Sp., 2 Abb.); ber. von The Technical Review, Bd. 7, 16. Nov. 1920, S. 212, S. 1212. E. **21/1.61.**

Luftschrauben. Metall-Luftschrauben. Bei den Versuchen mit dem neuen Bristol-»Tourer«-Seeflugzeug (vgl. 20/11. 06) hatte eine Leitner-Watts-Luftschraube aus Metall der Metal Airscrews, Ltd., gute Erfolge. Die Stahlschraube hatte getrennte Flügelblätter, die in einer Einheitsnabe austauschbar befestigt sind. Die neuesten Metallschrauben der Firma besitzen hohlgepreßte und geschweißte Blätter, anstatt der bisher genieteten Flügel. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 17. Nov. 1920, S. 798 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/1.62.**

Materialkunde. Aluminium im Flugzeugbau. — Auto-Liga, Bd. 12, 4. Dez. 1920, S. 306/308 (3½ Sp., 4 Lichtbild. des Staakener Großflugzeuges). W. **21/1.63.**

Materialkunde. Prüfen von Metallen, die geschweißt werden sollen. Da das Material mit der Schweißflamme in Berührung kommt, sollte es auch durch diese geprüft werden. Zur Probe schmilzt man den Schweißdraht in der Flamme. Wenn diese entfernt ist, dürfen weder Krater entstehen noch Funken sprühen. Bei einem andern Versuche schmilzt man auf einer Blechplatte den Schweißdraht, spannt sie, wenn erkaltet, in einen Schraubstock und biegt sie scharf um eine Backe, ohne daß ein Knacken hörbar werden darf. Man kann auch geschweißtes und ungeschweißtes Metall hämmern und danach vergleichen. Geschweißtes Gußeisen darf beim Feilen nicht spröde sein, Löcher aufweisen oder schlechte Stellen zeigen.

Bei reinem Aluminium sollten die Schweißdrähte 97 vH Aluminium enthalten. Aluminiumlegierungen werden durch Schmelzen und Vergleichen mit unberührtem Metall geprüft. Bei Kupfer und Messing muß man das Entstehen von Blasen und Oxydieren sorgfältig verhüten. Die zu schweißenden Metalle sollten eine bestimmte Menge Phosphor, Vanadium, Magnesium oder eines anderen Stoffes enthalten, die ein Oxydieren verhindern und auf der Oberfläche des geschmolzenen Materials schwimmen. — Revue de la Soudure Autogène, Juni 1920, ber. in The Technical, Review, Bd. 7, 9. Nov. 1920, S. 165, K 1409. Hn. **21/1.64.**

Meßgeräte. Ein Gerät zum Aufzeichnen des Flugwegs in der Luft, also ein integrierender Geschwindigkeitsmesser, besteht aus einem Windrädchen mit zwei kreisförmigen Flügeln von 38 mm Dmr, deren Mittelpunkte an Armen von 3 mm Dicke 76 mm Abstand von der Achse haben. Die Nabe enthält die Übersetzung in stromliniger Verkleidung. Der Weg der Blätter ist eine Schraubenlinie von 34,67° Steigung. Der Einstellwinkel der Blätter gegen diese Richtung des scheinbaren Windes ergab sich nach besonderen Versuchen über die Reibung der Luft und des Getriebes sowie nach Eiffels Formel für die Pfeilkraft zu 0,17°, wenn auf richtige Anzeige für Bodennähe und 145 km/h gebaut wird. Der rechnerische Fehler infolge der Änderungen von Geschwindigkeit und Luftdichte beträgt jedoch am Boden höchstens 0,1 vH, in 6 km Höhe weniger als 0,7 vH. Diese Zahlen wurden durch Prüfflüge bestätigt. — Charles H. Colvin, Physical Review, Bd. 15, Nr. 6, 1920, S. 562/564 (2½ S., 2 Skizzen, 2 Tafeln mit Schaub.). E. **20/12. 11.**

Meßgeräte. Über die Nacheilung der zwangsläufigen Geschwindigkeitsmesser (mit Sprungzeiger, die für Flugzeuge, z. B. in den Bruhn-Tachometern, verwendet werden. D. Ber.) belehrt eine Untersuchung der »Meßzeit«, während deren das »Schaltstück« zum Messen der Wegstrecke mit der Bewegung gekuppelt ist, bzw. der »Fallzeit« zwischen zwei Kupplungen, endlich der »Zeigerzeit«, in der das »Zeigerstück«, vom Schaltstück losgekuppelt, in seiner Lage gehalten wird.

Bei gleichbleibender Beschleunigung liegt der Anzeigefehler, bezogen auf die Beschleunigung, das heißt der Betrag des Nachhinkens, zwischen der halben Meßzeit und der Summe aus halber Meßzeit und Zeigerzeit. Als Mittelwerte ergeben sich für Geschwindigkeitsmesser von Haushälter, Haßler, Flaman, Tel, Bruhn bzw. 11,3, 4,2, 1,7, 1,0 und 0,8 s. Für einen aufzeichnenden Geschwindigkeitsmesser, Bauart Bruhn, wurde bei Triebwagenfahrten gute Übereinstimmung mit Abstoppungen gefunden. — Wilhelm Hort, Zeitschrift für technische Physik, Bd. 1, Nr. 11 (Nov.) 1920, S. 243/246 (8 Sp., 2 Skizzen, 6 Schaulinien, 1 Lichtbild, 3 Zahlentafeln). E. **20/12. 14.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

3. Heft 15. Februar 1921 12. Jahrgang

Die Kosten der Luftreise.

Von Alexander Baumann.

(Schluß von Seite 20.)

Es wäre zuvörderst die Frage zu erörtern, ob bei großen Flugzeugen an sich — wenn man also von einer bestimmten Konstruktion absieht — Landungen mit Bruch leichter auftreten als bei kleinen bzw. ob überhaupt die Maschine durch die Landung mehr abgenutzt wird als eine kleine Maschine.

Die Ursachen der Abnutzung der Maschine bei vorgesehenen Landungen sind, abgesehen von unsachgemäß ausgeführten Landungen und abgesehen von widrigen Umständen bei der Landung, bedingt erstens durch den Landungsstoß selbst, mehr aber noch durch die Erschütterungen der Fahrt während des Auslaufs und des Rollens auf dem unebenen Flugplatzboden. Dabei ist daran zu erinnern, daß, wenn von Abnutzungen infolge von Landungen gesprochen wird, hier immer die Abnutzungen infolge des Abflugs eingeschlossen sein sollen, da schließlich eine Landung ohne vorhergegangenen Abflug nicht denkbar ist.

Mit einem gewissen, im Verhältnis zum Maschinengewicht stehenden Landungsstoß ist unter allen Umständen zu rechnen, gleichgültig, ob das Flugzeug groß oder klein ist. Da anderseits die Festigkeit der Maschine ihrem Gewicht entspricht, so wird die Abnutzung infolge dieses Stoßes für große und kleine Maschinen dieselbe sein, sofern die Arbeitsaufnahme der Federung für die große und kleine Maschine im Verhältnis zum Gewicht steht.

Weniger einfach liegen die Verhältnisse betreffs der anderen Abnutzungsursachen. Die Erschütterungen beim Rollen zerfallen in verschiedene Gruppen. Erstens kommen in Frage senkrechte Erschütterungen, die hauptsächlich Biegungsbeanspruchungen in Tragfläche und Rumpf erzeugen, hervorgerufen durch Bodenunebenheiten, zweitens horizontale Erschütterungen, hervorgerufen durch Änderung des Fahrwiderstandes infolge der Bodenunebenheiten, die vor allem das Fahrgestell selbst und die Tragfläche beanspruchen; drittens treten Drehbeanspruchungen vornehmlich in der Verbindung zwischen Tragfläche und Rumpf auf, wenn einseitige Bodenunebenheiten, die von einem Rad überfahren werden, Drehbewegungen der Maschine um ihre Längsachse hervorrufen. Gleichzeitig damit geht infolge des ungleichen Fahrwiderstands beider Räder eine Drehbeanspruchung des Fahrgestellanschlusses und des Tragflächenanschlusses in der Horizontalebene.

Was diese beiden letzten Beanspruchungsarten anlangt, so ist die durch ungleiche Bodenunebenheiten hervorgerufene Drehbeschleunigung in der senkrechten Ebene, wenn man von der Wirkung der Federung und dem Einfluß der gegebenen Fahrgeschwindigkeit absieht, proportional der Größe der Bodenunebenheit, und dem Trägheitsmoment der Tragfläche und umgekehrt proportional dem Abstand der Räder. Das Trägheitsmoment der Tragfläche hinwiederum ist proportional dem Quadrat der Spannweite der Maschine und dem Gewicht der Tragfläche, das wiederum proportional dem Quadrat der Spannweite und dem Einheitsgewicht der Tragfläche auf 1 m² gesetzt werden kann. Man erhält somit einen Ausdruck für das Moment von der Form

$$M = m \frac{u}{a} \cdot l^4 \cdot q, \ ^{1)}$$

wenn M die Größe des Moments, u die Größe der Bodenunebenheit, v die Fahrgeschwindigkeit, l die Spannweite, q das Einheitsgewicht der Tragfläche, a den Abstand der Räder und m eine Unveränderliche bedeutet.

Das Widerstandsmoment der Tragfläche und der Anschlußstelle am Rumpf kann proportional l^3 gesetzt werden, so daß sich für die Beanspruchung k der Teile der Tragfläche und des Anschlusses ein Ausdruck von der Form

$$k = n \cdot \frac{u}{a} \cdot q\, l \ ^{1)}$$

ergibt.

Will man für zwei Maschinen, eine große und eine kleine, die Beanspruchungen miteinander vergleichen, so ist für den Vergleich Voraussetzung, daß für beide die Fahrgeschwindigkeit v und die Größe der Bodenunebenheiten u dieselben seien, es sich also um gleichgut vorgerichtete Landungsplätze handle. Die Beanspruchungen sind dann also dieselben, wenn für beide Maschinen $\frac{q\,l}{a}$ dieselbe Größe hat. D. h. also, der Radabstand einer großen Maschine im Vergleich zu dem einer kleinen muß in demselben Maße größer sein, sollen beide gleiche Beanspruchungen erleiden, in dem das Einheitsgewicht der Tragfläche der großen Maschine größer ist als das der kleinen. Die meisten Großflugzeuge erfüllen diese Forderung, ja sie pflegen sie zu überschreiten, so daß dann mit kleineren Beanspruchungen als bei kleinen Flugzeugen zu rechnen ist.

Alle Beanspruchungen, die vom gleichen oder ungleichen Fahrwiderstand, sofern er durch Bodenunebenheiten bedingt ist, herrühren, sind um so geringer, je größer der Raddurchmesser im Vergleich zur Größe der Unebenheit ist. Infolgedessen sind bei gleicher Größe der Unebenheiten die großen Maschinen gegenüber den kleinen in dieser Hinsicht im Vorteil.

Sieht man von der Federung ab, so sind die Beschleunigungen, die Kräfte und Beanspruchungen in der Senkrechten für große und kleine Maschinen dieselben; geht man jedoch auf die Federung ein, so ändert sich das Bild zugunsten der großen Maschine, sofern man für beide gleiche Größe der Bodenunebenheiten annimmt. Entsprechend dem größeren Raddurchmesser pflegt die größere Maschine einen größeren Federungsweg zu besitzen als die kleinere. Infolgedessen wird bei gleich großer Bodenunebenheit, wenn das Rad der Bodenunebenheit folgt, bei der Dehnung oder Zusammendrückung der Feder eine senkrechte Beschleunigungskraft geweckt, die in demselben Verhältnis zum Maschinengewicht steht, wie die Größe der Federzusammendrückung zum Federungsweg, der zur Verfügung steht. Wären demnach die verfügbaren Federungswege proportional den Raddurchmessern, so könnte man sagen, daß die Beanspruchungen mit den Raddurchmessern für beide Maschinen steigen und fallen. Wären die Raddurchmesser proportional der Maschinengröße, so würde folgen, daß diese Beanspruchungen proportional der Größe der Maschine abnehmen. Nun äußert sich die Größe des Federungsweges bzw. das Verhältnis des Federungswegs zur Höhe der Bodenunebenheit auch bei allen Beanspruchungen, bei denen im vorausgehenden von der Federung abgesehen wurde, so daß die Verhältnisse in noch weitergehendem Maße zugunsten der großen Maschinen sprechen. Ähnliches gilt für die durch den Sporn der Maschine hervorgerufenen Beanspruchungen.

Schließlich möge noch kurz die Gefahr des Kopfstands einer großen Maschine im Vergleich zu einer kleinen erörtert werden. Für sie ist maßgebend die Lage des Schwerpunkts der Maschine in horizontaler und vertikaler Richtung gegenüber den Rädern einerseits und die Größe der Veränderlichkeit des Fahrwiderstands anderseits. Die Lage des Schwerpunkts in horizontaler Richtung gegenüber den Rädern ist bedingt durch die Lenkfähigkeit der Maschine am Boden. In Rücksicht auf sie kann man den Schwerpunkt nur wenig hinter die Räder der Maschine legen, um so weniger, je größer der Radstand ist. Im Zusammenhang mit dem früher ausgeführten sind die großen Maschinen demnach im Nachteil, sofern nicht der vertikale Abstand des Schwerpunkts der

---

[1] Prof. Prandtl macht darauf aufmerksam, daß der Ausdruck für M und K unter Berücksichtigung der Länge λ der Bodenunebenheit oder Bodenwelle und der Fahrgeschwindigkeit v lautet:

$$M = \text{const} \frac{u \cdot v^2}{a\, \lambda^2}\, l^4 \frac{q}{g} \text{ bzw.}$$

$$k = \text{const} \frac{u\, v^2}{a\, \lambda^2} \frac{q}{g}\, l,$$

womit der Einfluß der Landungsgeschwindigkeit und Form der Bodenunebenheit zum vollen Ausdruck kommt.



Maschine von den Radachsen im selben Maß verkleinert wird als ihr Radstand im Vergleich zu einer kleinen Maschine vergrößert ist. Ist aber das der Fall, so ist wiederum die große Maschine im Vorteil, weil die Veränderlichkeit ihres Fahrwiderstandes bei gleicher Größe der Bodenunebenheiten für beide Maschinen infolge der größeren Raddurchmesser kleiner ist.

Alle Umstände sprechen demnach bei richtigem Aufbau zugunsten der großen Maschinen. Man kann deshalb annehmen, daß für große Maschinen mit einer größeren Lebensdauer, gemessen an der Zahl der ausführbaren Landungen, gerechnet werden kann.

Die Lebensdauer einer kleinen Maschine war zu 900 Landungen veranschlagt. Die eines Großflugzeugs sei zu 1500 angenommen.

Die meisten Notlandungen sind die Folge von Betriebsstörungen des Motors. Das mehrmotorige Großflugzeug wird hierin dem Kleinflugzeug weit überlegen sein. Auch die Orientierungsmöglichkeiten werden bessere sein. Dementsprechend werde angenommen, daß bei ihm auf 300 Flugstunden eine Notlandung komme, während sie für Kleinflugzeuge für jede 60. Flugstunde angesetzt war. Die Gefahr einer Notlandung auf unvorbereitetem und unbekanntem Platz ist aber sicher für ein Großflugzeug größer, weil ihm von Haus aus ein größerer Platz zur Verfügung stehen muß. Dementsprechend werde angenommen, daß jede 10. Notlandung zur Zerstörung der Maschine führe statt jeder 20. Im übrigen aber wird nach dem Vorausgegangenen anzunehmen sein, daß eine Notlandung, wenn sie beim Kleinflugzeug gleich 20 vorgesehenen Landungen gesetzt wird, etwa wie 15 vorgesehene Landungen wirkt. Die zusätzlichen, mit einer Notlandung verbundenen Kosten sollen ebensogroß wie die Abnutzungskosten selbst angesetzt werden. Damit ergibt sich für ein Großflugzeug folgendes: Die vorgesehene Landung bedingt den 1500. Teil des Flugzeugpreises an Abnutzungskosten.

Auf 300 Flugstunden entfällt eine Notlandung, die die Maschine wie 15 vorgesehene Landungen abnutzt. Auf jede Flugstunde entfallen demnach $\frac{15}{300}$ Landungen oder Abnutzungskosten im Betrag von $\frac{15}{300}\,\frac{1}{1500} = \frac{1}{30000}$ des Maschinenpreises. Dazu kommen zusätzliche Kosten in gleicher Höhe, so daß die Notlandungen $\frac{1}{15000}$ des Maschinenpreises auf jede Flugstunde Kosten verursachen.

Wenn jede 10. Notlandung zur Zerstörung der Maschine führt, so kommt auf 3000 Flugstunden eine zerstörte Maschine. Jede Flugstunde beansprucht demnach Kosten in Rücksicht auf die Zerstörung der Maschine im Betrag von $\frac{1}{3000}$ des Maschinenpreises.

Nimmt man nun an, es handle sich um ein Großflugzeug von 1000 PS mit der gleichen Reisegeschwindigkeit wie das zuvor behandelte mit einer verfügbaren Nutzlast von 2500 kg und einem Betriebsmittelverbrauch von 275 kg/h einschließlich Gefäße, das M. 300000 gekostet habe, während seine Motoren M. 100000 kosten, so ergibt sich an Kosten das Folgende.

I. Flugdauer in h	II. Abnützung durch Notlandungen	III. Unkosten durch Notlandungen	IV. Unkosten durch Zerstörung	V. Unkosten vorgesehener Landungen u. Abflug	VI. Summe der Landungskosten	VII. Motorabnützung	VIII. Betriebsstoffkosten	IX. Führerkosten	X. Gesamtkosten
1	10	10	100	200	320	100	100	30	550
2	20	20	200	200	440	200	200	30	870
4	40	40	400	200	680	400	400	60	1520
6	60	60	600	200	920	600	600	60	2180

Ferner erhält man für eine

Flugdauer von	1	2	4	6 h
an Betriebsstoff	275	550	1100	1650 kg, u. es verbleiben
für Fluggäste	2250	1975	1400	850 kg entsprechend
	28	24	17	10 Fluggästen

bei einem Reiseweg von . .	150	300	600	900 km
entsprechend .	4200	7200	11200	900 Personen-km,
die Kosten waren	550	870	1520	2180 M., so daß auf
1 Personen-km	0,131	0,121	0,136	0,242 M. entfallen.

Obwohl also der Preis des Flugzeugs, dessen Motorleistung nur die 5fache des früheren Kleinflugzeugs ist und das auch nur etwa die 5fache Nutzlast befördert, 12mal so teuer angenommen wurde, ergeben sich doch niederere Preise für den Personen-km. Es wird also, sofern die Annahmen bezüglich der Abnutzung zutreffen, tatsächlich infolge der erhöhten Betriebssicherheit eine Verringerung des Preises von einem Personen-km erreicht.

Man könnte nunmehr wieder im Gedankengang der früheren Überlegungen auf den großen Posten in Spalte IV hinweisen, der durch die Möglichkeit einer Zerstörung der Maschine bei Notlandungen bedingt ist und könnte die mögliche Verringerung der Kosten bei entsprechender Sicherung der Flugstrecke errechnen. Das Ergebnis einer solchen Betrachtung wäre dasselbe wie zuvor und würde wiederum zeigen, wie wichtig und wirkungsvoll eine solche Sicherung wäre.

Dabei ist allerdings zu beachten, daß die angeführten Zahlen mangels genügend umfangreichen statistischen Materials nur Schätzungen darstellen, zum Teil sogar, wie angegeben, sich nur auf allgemeine Überlegungen stützt. Sie können deshalb im einzelnen vielleicht nicht unanfechtbar sein, wenn auch das Gesamtergebnis nahe bei der Wirklichkeit liegen dürfte.

Die Durchführung der Maßnahmen zur Sicherung der Flugstrecke setzt einen wohldurchdachten, vorausschauenden Plan für die Anlage von Luftverkehrslinien und eine planmäßigen Ausbau eines Luftverkehrsnetzes voraus. Man kann nicht, wie es gegenwärtig vielfach der Brauch ist, heute diese und morgen jene Luftverkehrslinie versuchsweise in Betrieb nehmen. Man kann dann auch nicht alle Initiative den Unternehmern zuschieben und so ein Verkehrsnetz zustande kommen lassen, das mehr oder weniger so wird, wie es der Zufall bringt.

Es spielen hier noch andere Umstände hinein. Die weiteren, im vorausgegangenen nicht ziffernmäßig festgesetzten beträchtlichen Unkosten, herrührend von Platzmiete, Flugzeughallen, Verwaltungsunkosten, werden gleichfalls beeinflußt von der Lage und Wahl der Luftverkehrslinien. Denkt man sich ein Luftverkehrsunternehmen ganz auf sich gestellt und losgelöst von allen sonstigen derartigen Unternehmungen, so ergibt sich folgendes Bild. Die Luftverkehrslinie hat naturgemäß einen Ausgangspunkt und einen Endpunkt. An beiden Orten muß ein Platz vorhanden sein, der Abflug und Landung ermöglicht. Dieser Platz muß Flugzeugen Unterkunft und Wartung ermöglichen. Es entstehen Ausgaben zum mindesten für Mietung dieser Plätze, für ihre Instandsetzung für die Erbauung oder Mietung von Hallen. An jedem der Plätze muß ein geschäftskundiger Vertreter des Verkehrsunternehmens vorhanden und bezahlt sein, der für die Instandhaltung von Platz und Baulichkeiten Verkehr mit den Reisenden usw. sorgt. Für die Wartung der Flugzeuge müssen einige Mannschaften zur Verfügung stehen. Es muß ein Kraftwagen vorhanden sein, der die Reisenden vom und zum Flugplatz befördert. Alle diese Menschen und Dinge müssen, obwohl sie bei einem spärlichen Flugverkehr unmittelbar im Dienst der Sache täglich nur kurze Zeit tätig sind, beschäftigt und bezahlt werden. Der Vertreter des Unternehmens wird schon um seine Notwendigkeit zu beweisen und Beschäftigung zu haben, weitere Angestellte in das Unternehmen hereinzuziehen suchen, er wird einen Buchhalter einstellen und eine Schreibhilfe, nach kurzem auch einen Kassierer usf., wie wir es leider fast täglich bei neu gegründeten Ämtern sehen. Diese Menschen sind damit beschäftigt, ungezählte Bücher anzulegen und zu führen, Formulare und Kartotheken zu entwerfen, damit jede denkbare Frage durch einen Griff in die Aufzeichnungen beantwortet werden kann, obwohl u. U. diese denkbare Frage nie oder alle Jahre nur einmal gestellt wird; das Ganze ist ein Ausbund von Scharfsinn und Geschäftserfahrung, übertragen von großen Unternehmen auf kleine. Sieht man genauer zu, so sind alle diese Menschen damit beschäftigt, sich gegenseitig zu beschäftigen und, was entsteht, nennt man dann neuzeitliche Organisation. Für diesen Stab von Menschen sind dann wiederum Bureauräume und Bureauein-



richtungen nötig. Dieser Apparat wird an beiden Enden der Verkehrslinie in Tätigkeit treten und nicht unbeträchtlich zur Verteuerung des Luftverkehrs beitragen. Sie werden das auf den Personen-km um so mehr tun, je kürzer die Flugstrecke ist und je weniger sie benutzt wird.

Fallen im Gegensatz dazu Ausgangs- und Endpunkt der Strecke auf Orte, wo schon ein größerer Luftverkehr herrscht, so können alle diese örtlichen Verwaltungsgeschäfte oder wenigstens der größte Teil derselben alle auf dem Platz verkehrenden Unternehmen von einer Zentralstelle besorgt werden. Dort herrscht dann flotte Arbeit, die Arbeitskräfte sind ausgenutzt. Die entstehenden Kosten werden durch Umlage unter den beteiligten Unternehmen gedeckt.

Eine solche Ersparnis ist nur erzielbar, wenn die zu errichtenden Linien nach dem einheitlichen Plan einer einzelnen Stelle ausgewählt werden, wobei darauf zu achten ist, daß große Brennpunkte des Luftverkehrs entstehen, von denen verhältnismäßig wenige, aber gut gesicherte Verkehrsstrecken ausgehen. Diese Strecken sollen so liegen, daß sie an ausländische Linien anschließen oder später die Durchführung auch eines internationalen Verkehrs die Wege ebnen. Auf diesen Strecken, wenn diese auch nicht immer gerade auf dem Weg der Luftlinie zu jedem Ziel führen, muß sich dann ein möglichst dichter Verkehr abspielen, der die gute Sicherung der Strecke rechtfertigt.

Man wird einwenden, daß das Pferd danach beim Schwanz aufgezäumt sei, denn die Möglichkeit dieser Einrichtungen setzt das Vorhandensein eines großen Flugverkehrs voraus, der anderseits erst durch diese Einrichtungen in der notwendigen Billigkeit geschaffen werden solle. Doch wäre dieser Einwand nicht berechtigt. Wohl ist ein Endziel gezeigt, das anzustreben ist, es kann aber nicht erreicht werden, wenn nicht von Anfang an darauf zugesteuert wird.

Ein solcher Ausbau der Verkehrslinien wird dann aber auch die Sicherheit des Flugs erhöhen. Es sinken, wie gezeigt, die Abschreibungsquoten an den Flugzeugen, es sinken die Versicherungsprämien und es schwindet vor allem das Mißtrauen und die Ängstlichkeit des Publikums.

Das Gesagte läßt sich dahin zusammenfassen: Soll der Luftverkehr sich einbürgern, so müssen vor allem die Kosten verringert werden. Das ist nur zum geringsten Teil durch konstruktive Maßnahmen mit Aussicht auf Erfolg möglich. In dieser Richtung liegen Bestrebungen, das Flugzeug aus wenigen kompakten Teilen zusammenzusetzen, wodurch die Abnutzung bei Landungen geringer wird, und die Verwendung mehrmotoriger Flugzeuge, deren Betriebssicherheit größer ist. Beides setzt die Abschreibungskosten herab. In weitgehendem Maß werden sodann diese Kosten durch eine wirksame Sicherung der Flugstrecke herabgesetzt, die Notlandungen auf unvorbereiteten Plätzen und Notlandungen infolge Verfliegens nach Möglichkeit ausschließt. Eine Verbilligung wird schließlich erreicht durch planvolle Auswahl der Verkehrsstrecken in Rücksicht auf Länge und Anschlußmöglichkeit und Zusammenballung des Verkehrs auf aussichtsreiche Knotenpunkte.

Das Studium der Sicherung der Luftverkehrslinien erscheint deshalb geboten und notwendig.

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen.

Die Windstromanlage des Luftschiffbau.

Von Max Munk.

(Schluß von Seite 22.)

Eine wesentliche Beeinträchtigung des Versuches würde hierdurch nicht statfinden. Zur Verbesserung des Luftstromes und zur Erhöhung des Wirkungsgrades ist aber noch hinter dem trompetenförmigen Endstück das Auffangrohr mit vier herumlaufenden Reihen von kreisförmigen Aussparungen versehen. Die rückläufige Luft fließt durch diese seitwärts aus, und ist dadurch in ruhigere und weniger störende Strömungsbahnen gelenkt. Das Endstück kommt für das Auffangen des Strahles voll zur Geltung. Durch diese Maßnahme wird auch die Neigung der gesamten durch die Anlage strömenden Luft, in orgelpfeifenartige Schwingungen längs der ganzen Umlaufstrecke zu geraten, verkleinert.

Das Sammelrohr erweitert sich zum Ventilator hin bis auf dessen Durchmesser von fast 5 m. In dieser Erweiterung wird ein wesentlicher Teil der Strömungsenergie in Form von Druck zurückgewonnen und beim nächsten Umlauf der Luft benutzt. Es darf zu diesem Zwecke der Auffangtrichter nicht zu steil sein. Für den Übergang von 3 m auf 5 m Dmr scheint die Länge 15 m einschließlich des trompetenförmigen Mundstückes nach bisherigen Versuchen durchaus ausreichend.

V e n t i l a t o r. Der Ventilator besteht aus einer vierflügeligen Luftschraube, in der Bauart ähnlich denjenigen, die zum Antrieb von Luftfahrzeugen dienen. Der Durchmesser beträgt 4,75 m, die mittlere Breite jedes Blattes 50 cm und die Steigung im äußeren Teil des Flügels 3 m. Die höchste Umdrehungszahl beträgt 550 U/min und die aufgenommene Leistung rd. 420 PS. Bei solchen Ventilatorflügeln herrscht die Gefahr, daß ein stärkeres Heulen der Luft auftritt, besonders wenn die umfließende Luft gebremst wird, wie man es manchmal tut, um besonders kleine Geschwindigkeit zu erzielen, oder wie es durch den besonders großen Widerstand eines Modelles vorkommen kann. Man kann diesem Übelstande dadurch begegenen, daß man die Ventilatorflügel so ausbildet, daß ihre Belastung nach außen hin sanft abnimmt. Im übrigen haben sich solche Ventilatoren, die ähnlich wie Luftschrauben ausgeführt sind, bei großen Luftmengen und kleinen zu überwindenden Drücken gut bewährt und hohe Wirkungsgrade erreicht.

R ü c k l e i t u n g. Hinter dem Ventilator und nachher noch einmal kurz vor dem Gleichrichter wird die im Kreislauf strömende Luft durch die Umgrenzung gezwungen, ihre Strömungsrichtung zu ändern. In vollkommenster Weise und mit den kleinsten Verlusten erreicht man dies durch die Anordnung einer ganzen Reihe von einzelnen Umlenkschaufeln, die im vorliegenden Fall zweckmäßig aus Zement ausgeführt sein würden. Sie würden also 5 m hoch eine neben der anderen

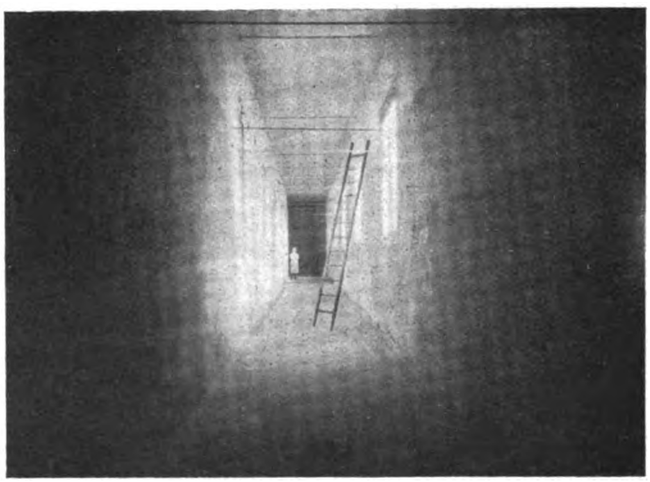


Abb. 6. Rückleitungskanal.

stehen und den Kanal für den Durchgang von Menschen völlig versperren. Um dieses zu vermeiden und eine Anzahl dann notwendiger Türen und Zugänge zu ersparen, auch die großen Kosten für die Schaufelsysteme, ist bei der Zeppelinanlage auf diese vollkommene Umlenkung durch Schaufeln verzichtet und man hat sich auf zweckmäßig gekrümmte Kanäle beschränkt. Unregelmäßigkeiten der Strömung, besonders ständige Schwankungen und Schwingungen der bewegten Luft sind dadurch nicht eingetreten. In Anlagen für technische Messungen kann auf die Umlenkschaufeln verzichtet werden.

Die Zeppelinanlage hat eine geteilte Rückleitung, d. h. zwei Rückleitungskanäle, einen auf jeder Seite des Luftstrahlraumes. Diese Anordnung vereinigt symmetrische Ausbildung des gesamten Grundrisses, gute Zugänglichkeit der Maschinenanlage und kurze Länge der Antriebswelle zwischen Motor und Ventilator. Die Umlenkung des Luftstromes durch gekrümmte Kanäle wird infolge ihrer nur halb so großen Breite erleichtert. Die langen schlauchigen Kanäle gleichen durch ihren Widerstand größere Schwankungen des Luftstromes aus. Die Zweiteilung der Rückleitung hat aber schlechte Zugänglichkeit

des Luftstrahl- und Meßraumes im Gefolge und erhöht die Baukosten, da durch diese Anordnung eine größere bebaute Grundfläche und mehr Wandflächen erforderlich werden.

Der Querschnitt beider Rückleitungen zusammen beträgt 25 m², der Querschnitt ist auf beiden Seiten ein Rechteck mit den Seiten 5 und 2½ m. Der Querschnitt der Düse ist 7 m²; die Rücklaufgeschwindigkeit beträgt daher fast den dritten Teil der Meßgeschwindigkeit und die zum Rückfluß benötigte Energie kommt somit wohl noch in Betracht. Ein Nachteil liegt auch in der Tatsache, daß die links und rechts an den Außenwänden der beiden Rückleitungen entlang geflossene Luft, die mehr oder weniger durch Reibung gebremst ist, sich bei dem Zusammenfließen der beiden Rückflüsse vereinigt und gerade in der Mitte der Meßstrecke, wo sich das Modell befindet, eine Unregelmäßigkeit und Ungleichmäßigkeit der Geschwindigkeit zur Folge haben kann. Eine Beeinträchtigung der Messungen wäre die Folge. Es hat sich aber gezeigt, daß diese Ungleichmäßigkeit sehr klein ist, sie läßt sich noch leicht in Kauf nehmen.

G l e i c h r i c h t e r. Bevor die Luft sich im Windkasten sammelt, wo sie wegen dessen größten Querschnittes die kleinste Geschwindigkeit hat, und wo sich die während des Rücklaufs ausgebildeten Geschwindigkeitsunterschiede daher zum Teil als Druckunterschiede ausgleichen, strömt sie durch den Gleichrichter. Dies ist ein aus gebogenen ½ mm starken Blechen zusammengesetztes automobilkühlerähnliches Sieb, das aus vielen kleinen, langgestreckten Kanälchen von regulär sechseckigem Querschnitt besteht. Die Länge dieser Kanälchen, d. h. die Dicke des Gleichrichters beträgt 25 cm, der mittlere Durchmesser eines Kanälchens beträgt etwa 30 mm. Der Gleichrichter der Zeppelinanlage ist sehr eng. Durch den Gleichrichter wird der noch bestehende Unterschied der Geschwindigkeiten trotzdem nur wenig ausgeglichen, da die Luft das

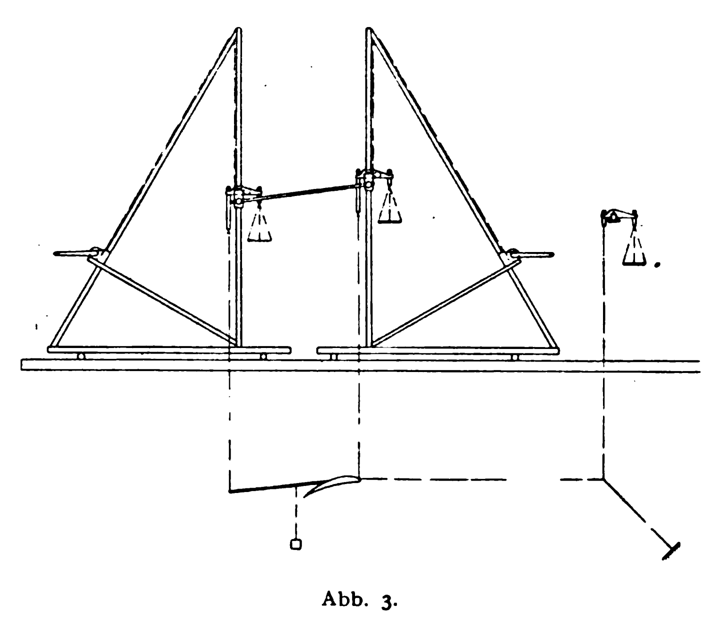


Abb. 3.

Kanälchen mit derselben Geschwindigkeit verläßt, mit der sie eingetreten ist. Zweck des Gleichrichters ist vielmehr die Vernichtung der quer zur eigentlichen Stromrichtung bestehenden Geschwindigkeitskomponente. Durch den Ventilator hat die gesamte Luft eine Drehung um die in ihrer Bewegungsrichtung liegende Achse angenommen und diese muß möglichst entfernt werden. Diese Drehung ist vor dem Gleichrichter in der beschriebenen Anlage besonders stark, da keine feststehenden Ventilatorlenkschaufeln vorhanden sind und die Umdrehungszahl des Ventilators nicht sehr hoch ist. Der Widerstand, den der Gleichrichter der durchfließenden Luft entgegensetzt, erhöht den Kraftbedarf der Anlage um einige PS, dieser Verlust ist aber doch nicht ganz ohne Nutzen, da er die Neigung der gesamten bewegten Luft vermindert, in Schwingungen zu geraten.

D i e W ä g e e i n r i c h t u n g. In den vormals feindlichen Ländern ist es üblich, das von der Luft umflossene Modell, dessen Luftkräfte gemessen werden sollen, mittels einer Stange starr zu befestigen. Das andere Ende dieser Stange wird dann von einer verwickelten Meßeinrichtung gehalten, und diese wird dazu benutzt, je nach der Lösung einer oder der anderen Arretierung eine der in Betracht kommenden Kraftkomponente zu messen. In Deutschland zieht man es vor, das Modell nicht mit einer starren Stange festzuhalten, sondern an mehreren dünnen Drähten aufzuhängen. Bekanntlich sind zur völligen Festhaltung des Modelles mindestens sechs solcher Drähte nötig. Es wird dann entweder der Zug je eines Drahtes direkt gemessen oder mehrere dieser Drähte führen zu einer gemeinsamen Wage. Der Vorteil des deutschen Systems liegt zunächst darin, daß die dünnen Drähte das Strömungsbild viel weniger stören als eine Stange. Dann aber besteht nunmehr die gesamte Wägeeinrichtung aus einer Zusammenstellung von mehreren einfachen Einzelwagen, die jede für sich unabhängig voneinander arbeiten und auf bewährte übliche Weise ausgebildet werden können. Infolgedessen arbeitet eine solche Wage zuverlässiger und genauer als eine zusammengesetzte völlig ungewöhnliche und verwickelte Wägeeinrichtung. Die Wagen müssen es gestatten, ohne Umhängen des Modells, dessen Richtung zum Windstrom, den Anstellwinkel, während des Versuches zu ändern. Dies ist in der beschriebenen Anlage in eigenartiger Weise erreicht. Die beiden Waagen, an denen das Modell hängt, können auf und ab bewegt werden. In dem Raum über der Meßstrecke ist aus U-Trägern ein kräftiger Rahmen in den Fußboden eingebaut, welcher die Einzelwagen trägt. Jede Einzelwage besteht aus einem Ständer mit zwei senkrechten Führungsstangen von etwa 1,20 m Abstand. Längs dieser Führungsstangen gleitet ein Träger auf und ab, der den Tisch für die eigentliche Wage darstellt. Er hängt an zwei Drahtseilen, die sich auf- und abwickeln. Die Wage selbst ist eine Hebelwage und unterscheidet sich von den üblichen Hebelwagen nur durch ihre große Breite. Sie liegt in zwei gleichachsigen Schneiden auf beiden Seiten des beweglichen Tisches auf. Das Gehänge, an dem die Aufhängedrähte befestigt werden, ist ein Träger von fast 3 m Länge, der gleichfalls an 2 Schneiden hängt. Alle Pfannen sind einstellbar ausgebildet, wie dies auch sonst bei Brückenwagen üblich ist. Zwei solcher Wagen werden nun so nahe zusammengeschoben, daß die Entfernung der Aufhängebrücken ebenso groß ist, wie die Entfernung der Aufhängepunkte des Modelles. Auch werden die Wagen so weit gehoben, daß ihre Verbindungslinie der Verbindungslinie der Aufhängepunkte des Modelles parallel ist. Dann bilden die Aufhängedrähte, die Verbindungslinie der Aufhängepunkte und diejenige der Aufhängebrücken ein Parallelogramm. Es kommt nun darauf an, dieses Parallelogramm auch bei der Änderung des Anstellwinkels zu erhalten. Dies ist bei der beschriebenen Anlage so erreicht, daß nur eine Wage während des Versuches auf der Unterlage festgeklemmt wird. Das andere Wagengestell gleitet auf Rollen längs der Unterlage und wird auf 2 Stangen, die Unterstützungstische der beiden Wagen miteinander verbinden, festgehalten. Hebt oder senkt man nun die zweite Wage, so ändern diese Verbindungsstangen ihre Richtung und es wird die zweite Wage gleichzeitig ein wenig wagerecht verschoben. Obgleich also der Waghebeltisch sich bezüglich des Wagengestells vertikal bewegt, bewegt er sich in bezug auf die erste Wage auf einem Kreisbogen, da er gegen diese durch die beiden Führungsstangen in fester Entfernung gehalten wird. Man kann den Winkel zwischen den Verbindungsstangen der Wage und der Horizontalen ablesen und erhält dadurch direkt den Betrag der Änderung des Anstellwinkels. Zur Messung des Widerstandes und nötigenfalls weiterer Komponenten der Luftkräfte sind 4 weitere kleine Hebelwagen vorgesehen. Diese sind im Grunde nichts anderes als gewöhnliche Hebelwagen, die dem Zwecke entsprechend besonders kräftig ausgeführt sind.

Die Wage zur Messung des Widerstandes weist eine Besonderheit auf. Von dem Modell geht nämlich ein Draht zunächst horizontal dem Wind entgegen. Dieser gabelt sich dann in einen der unter 45° abwärts geht, und an seinem anderen Ende befestigt wird, und in einen, der vertikal nach oben führt und an dem einen Hebel der Wage hängt. Durch diese Drahtführung ist in bezug auf die Wage eine vergrößerte Stabilität eingefügt, d. h. bei Ausschlägen der Wage wird infolge Änderung der Winkel im Knoten der 3 Drähte die Übersetzung von Modell zur Wage geändert, und zwar so, daß hierdurch die Empfindlichkeit der Wage je nach der Belastung der Wage verkleinert wird. Infolgedessen wird die Ablesung der Wider-



standswage ungenauer, und dies fällt störend ins Gewicht, da gerade der zu messende Widerstand manchmal sehr klein ist und sich als Differenz von verhältnismäßig viel größeren Ablesungen ergibt. Um nun diesen Übelstand auszuschalten, ist die Wage selbst so gebaut, daß sie, ohne Drahtaufhängung betrachtet, mit zunehmender Belastung empfindlicher werden würde. Beim Zusammenarbeiten der Aufhängung einerseits und der besonders gebauten Wage anderseits entsteht so gerade eine Wägeeinrichtung mit unveränderlicher Empfindlichkeit. Dies ist durch ein sehr einfaches Mittel erreicht, es liegt nämlich die Mittelschneide der Hebelwage nicht, wie sonst üblich, auf der Verbindungsgeraden der beiden anderen Schneiden, sondern etwas darunter, und hierdurch tritt Kompensation ein.

Das Ausgleichen der Waghebel geschieht durch Auflegen von Scheibengewichten, und zwar solchen für je 10 kg, 1 kg und 100 g. Nur die letzten 100 g werden durch ein Laufgewicht gemessen, das für jedes g um 1 mm verschoben wird. Die Auftriebswagen, an denen das Modell hängt, gestatten eine Belastung von je 200 kg. Die Wage mißt genauer als 1 vT und man kann bequem 1 g, mit Sorgfalt auch $^1/_5$ g ablesen.

H ä n g e g e r ü s t. Infolge der großen Abmessungen der Zeppelin-Windstromanlage ist eine besondere Vorrichtung zum Befestigen und Aufhängen des Modells notwendig. Es wäre sehr mißlich, hierbei auf das Zusammenstellen von schwankenden Leitern u. dgl. angewiesen zu sein. Von der Decke des Versuchsraumes hängen in angemessener Höhe an je 4 parallelen Stangen zwei betretbare rechteckige Plattformen nebeneinander, die schaukelartig mittels Seil und Winde nach beiden Seiten aus dem Luftstrom herausgezogen werden können. Die äußeren Hängestangen sind außerdem zu einem steifen, ebenen Fachwerk verbunden. Nebeneinander liegend werden die Plattformen miteinander gekuppelt. Werden dann zum Überfluß alle 4 seitlichen Seile stramm gezogen (je 2 führen zusammen und werden durch eine Winde bedient), so ist das Hängegerüst beinahe so unbeweglich, wie ein festeingebauter Fußboden. Man kann dann bequem das Modell ausrichten und einhängen. Die Plattformen bleiben immer wagerecht und sind in jeder Lage zu betreten.

M a s c h i n e n a n l a g e. Zum Antrieb des Ventilators dienen zwei 220 PS Benzinmotoren von etwa 1400 U/min. Sie treiben mittels Zahnradgetriebes die Ventilatorwelle. Diese macht bis zu 550 U/min. Jeder Motor kann einzeln ausgeschaltet werden, auch ist es möglich, einen Motor mittels des anderen schon laufenden anzuwerfen, wozu dieser nur eingekuppelt zu werden braucht. Das Getriebe ist das gleiche, wie es auch in den Zwei-Motorengondeln der Zeppelinluftschiffe Verwendung findet. Vielfach wird es für vorteilhafter gehalten, Windstromanlagen elektrisch anzutreiben, da solche Maschinen ruhiger laufen und sich besser regulieren lassen. Es ist dabei aber zu bedenken, daß es nur sehr wenige genügend große Zentralen gibt, die ein plötzliches Ein- und Ausschalten von 400 PS zulassen, wie solches doch bei dem Betrieb der Windstromanlage ständig notwendig ist. Häufig ist die Antriebsmaschine der Zentrale nicht in genügendem Maße größer als der angetriebene Motor, so daß starke Schwankungen der Spannung eintreten und dadurch an die Regulierung besonders große Anforderungen gestellt werden. Diese ist bei so großen elektrischen Maschinen ohnehin nur durch Benutzung eines Leonard-Aggregates zu erreichen und eine solche Anlage stellt sich unverhältnismäßig teuer.

R e g e l u n g d e r M a s c h i n e n a n l a g e. Zur Ausführung von Messungen ist es notwendig, nicht nur in allen Punkten der Meßstrecke gleiche Geschwindigkeit zu haben, sondern auch zu allen Zeiten des Versuches die gleiche. Die zeitliche Unveränderlichkeit ist sogar noch wichtiger als die örtliche. In der Zeppelinanlage ist ein besonderer Regler angebracht, dem die Aufgabe zufällt, die zeitliche Gleichmäßigkeit zu erzielen und den Schwankungen des Motors oder des Luftstromes entgegenzuwirken. Es werden hierzu die Gashebel der beiden Motoren mittels eines Gestänges mit einem Schwimmkörper verbunden, der durch Zu- und Ablauf der Flüssigkeit im Schwimmgefäß gehoben und gesenkt wird. Dies Zu- und Ablaufen wird durch Elektromagnete gesteuert, welche von einer kleinen Wage je nach deren Ausschlag eingeschaltet werden. Die Wage selbst ist ein Waghebel, der in einer Schneide aufliegt und auf dem zwei weitere Schneiden zur Aufnahme von Gehängen angebracht sind. An einem Gehänge hängt ein nach unten offener Becher, der in eine Flüssigkeit taucht. Er ist mit Luft gefüllt, die mittels eines von unten hineinragenden Rohres mit dem Windkasten in Verbindung steht. Dieses Gehänge trägt ferner eine Wagschale zur Aufnahme von Gewichten. Die ganze Vorrichtung stellt eine Einrichtung zum Nachwägen des Druckes im Windkasten dar. Entspricht dieser Druck den aufgelegten Gewichten, so ist die Wage in Mittelstellung, desgleichen der Schieber und der Schwimmer, sowie die Gashebel bleiben in ihrer Lage. Je nachdem der Druck größer oder kleiner ist, schwingt die Wage nach der einen oder anderen Seite aus und läßt dadurch z. B. das Wasser des Schwimmergefäßes abfließen. Dadurch werden die Gashebel der Motoren verstellt, bis der Druck im Windkasten den aufgelegten Gewichten entspricht. Die Einrichtung ist nicht nur dazu geeignet, den Druck im Windkasten und damit auch den Staudruck in der Meßstrecke gleich zu erhalten, sondern kann auch dazu benutzt werden, die Umdrehungszahl des Motors und damit die Geschwindigkeit des Luftstromes vom Beobachtungsraum aus zu ändern, ohne daß ein Eingreifen des Maschinenwärters nötig wäre.

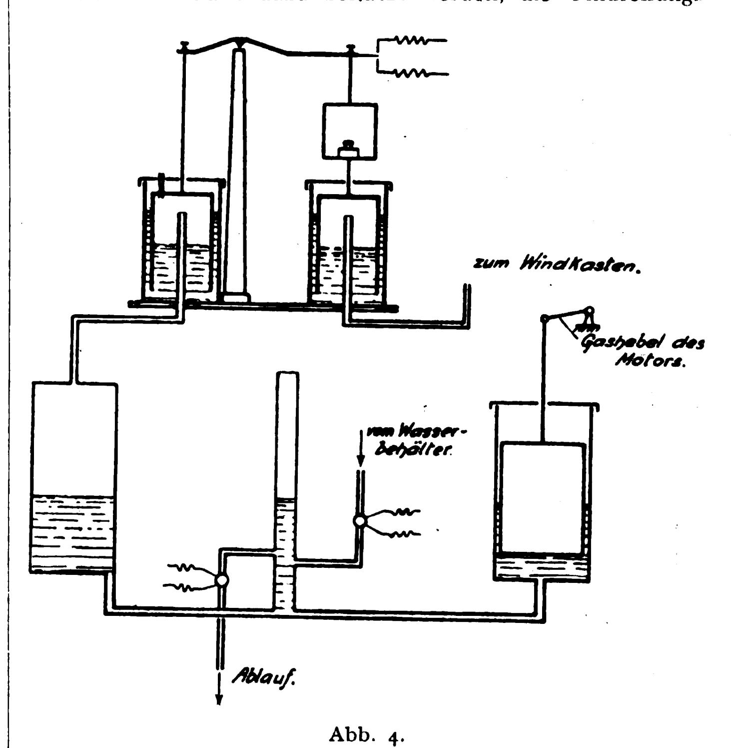


Abb. 4.

Man braucht dazu nur auf die Druckreglerwage, welche sich im oberen Beobachtungsraum befindet, Gewichte aufzulegen oder von hier Gewichte fortzunehmen. Es vergeht nun aber eine gewisse Zeit von dem Augenblick an, wo infolge des veränderten Druckes im Windkasten die Reglerwage anfängt, die Gashebel der Motoren zu betätigen, bis sich dies in der dadurch verursachten Veränderung des Druckes im Windkasten bemerkbar macht. Infolgedessen würde die Einrichtung zum Überregulieren neigen. Der Motor würde weiter verstellt werden, wie es nötig ist. Dann würde die Druckreglerwage ihn wieder zurückstellen und abermals weiter, wie nötig, so daß nicht eine gleichmäßige Geschwindigkeit des Luftstromes, sondern eine pendelweis abwechselnd zu große und zu kleine Geschwindigkeit herrschen würde. Zur Bekämpfung des Pendelns trägt der Hebel der Reglerwage an einer zweiten Schneide einen weiteren, unten offenen, in einer Flüssigkeit hängenden Becher. Dieser Becher steht mit einem Gefäß in Verbindung, das mit dem obengenannten Schwimmergefäß verbunden und im übrigen allseitig geschlossen ist. Steigt der Schwimmer, so steigt auch der Wasserspiegel in dem zuletztgenannten Rückführungsgefäß, die dadurch verdrängte Luft füllt die Rückführungsglocke der Regulatorwage und bringt den Regulierungsvorgang zu einem genügend frühen Abschluß. Die Rückführungsglocke der Druckreglerwage steht durch eine kleine Öffnung mit der äußeren Umgebung in Verbindung, durch welche sich der Druck

allmählich ausgleicht. Im Beharrungszustand der ganzen Anlage kommt die Rückführungsglocke somit überhaupt nicht zur Wirkung, sondern nur während des Regulierungsvorganges.

Erzielte Leistungen. Es ist oben schon erwähnt worden, daß die höchste Geschwindigkeit des Luftstromes 50 m/s beträgt. Die niedrigste Geschwindigkeit ist etwa ein Drittel, 16 m/s. Die Geschwindigkeitsverteilung über den Querschnitt ist recht gleichmäßig. Unterschiede lassen sich nur mit großer Mühe feststellen. Die zeitliche Gleichmäßigkeit ist etwas weniger befriedigend, da die soeben beschriebene Regulierung der Motoren nur den Mittelwert über eine größere Zeitdauer unveränderlich hält, die kleineren zeitlichen Schwankungen in der Geschwindigkeit aber nicht beseitigen kann. Die kleineren zeitlichen Schwankungen betragen aber doch nur etwa 2 vH und beeinträchtigen die Arbeiten in der Anlage nicht wesentlich.

Die beiden beigefügten Zeichnungen der Wagenanlage und der Regulierung sind nur schematisch und sollen das im Text Gesagte verdeutlichen.

Einen Eindruck von der ausgeführten Anlage sollen die beigefügten 5 Photographien geben.

Die Gesamtansicht des Gebäudes (Abb. 5) stellt dieses kurz vor der Fertigstellung dar. Man erkennt oben den Raum für die Wägeeinrichtungen. Der Rückleitungskanal sieht in der Photographie (Abb. 6) noch langgestreckter aus, als er ist. Der Windstromraum ist einmal von der Seite (Abb. 7) und das andere Mal aus dem Auffangetrichter heraus (Abb. 8) aufgenommen. Das erste Mal sind die beiden Hängegerüste zur Seite gezogen. Das vordere schließt oben das Bild ab. In der Mitte ist das Modell aufgehängt. Links erkennt man die Durchbrechungen des Auffangetrichters, in der Mitte hinten den Telegraphen zur Maschinenanlage und einen Schalter zum Kurzschließen der Zündmagnete der Motoren im Notfalle.

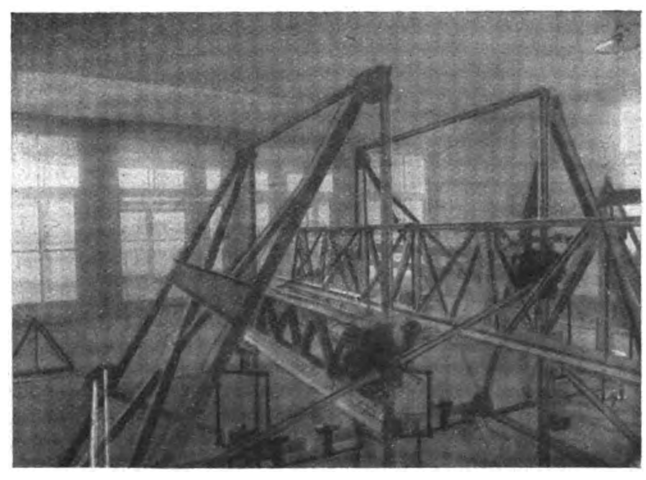


Abb. 9. Wägeraum.

Zwei Luken der Grube sind herausgenommen und rechts unter der Düse kann man die Stufen der einen zum Unterführungsgang führenden Treppe erkennen.

Aus dem Auffangtrichter heraus sieht man die Hängegerüste zum Aufhängen des Modelles zusammengeschoben. Das Modell wird gerade aufgehängt. Durch die Düse hindurch erkennt man den Gleichrichter, der noch im Bau und noch nicht ganz bis oben geführt worden ist. Am untersten Punkte des Auffangetrichters sind die Entlüftungslöcher fortgelassen, um eine Beschädigung des Trichters beim Betreten zu vermeiden.

Das letzte Bild (Abb. 9) endlich zeigt eine Aufnahme im Wägeraum. Man sieht die beiden Auftriebswagen, die durch die beiden Führungsstangen verbunden sind. Die rechte Auftriebswage trägt eine große Brücke zur Aufnahme der Modelle. Die große Brücke der linken Wage ist abgenommen und durch eine kleine Brücke ersetzt. Bei der linken Wage vorne sieht man ferner deutlich das Laufgewicht auf seiner Schiene, die Wagschale mit zwei Sorten Scheibengewichten. Die ganz großen Gewichte werden unten angehängt, wie an der rechten Wage zu sehen ist. Der Hebel mit der Kugel betätigt die Arretierung der Wage.

Die beschriebene Windstromanlage ist als Kompromiß aus verschiedenen Entwürfen hervorgegangen. Der erste Entwurf stammt von Jaray; aus ihm sind die Ausmaße des Gebäudes, die Lage und Anordnung des Maschinenraumes, die Konstruktion des Ventilators und die zweiseitige Rückleitung beibehalten. Die übrige Einteilung, Anordnung und Abmessung der Gebäude, wie auch die Konstruktion der gesamten Einrichtung rührt vom Verfasser her. Bei der letzten Ausgestaltung aller Apparate hat ihn der Ingenieur Paul Schönfeld durch liebevolle Versenkung in alle Einzelheiten und sorgfältige Detaillierung unterstützt und dadurch wesentlich zur erfolgreichen Vollendung der Anlage beigetragen.

Die Herstellung von Modellen für Windkanalversuche.

(Nach Bericht Nr. 74 des amerikanischen National Advisory Committee for Aeronautics, 1920.)

Verfasser F. H. Norton. Übertragen durch A. R. Weyl.

Mitteilung des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen.

Die Hersteller von Modellen, besonders die Modelltischler pflegen im allgemeinen die Genauigkeit, die Modelle für Windkanaluntersuchungen erheischen, zu unterschätzen. Bei der Herstellung von Schablonen spielen Fehler von ¼ mm keine Rolle, während der gleiche Fehler einen Versuchsflügel vollkommen wertlos machen kann. Vielfach fallen die Abweichungen auch nicht dem Modellfertiger zur Last, sondern sind auf den zu kleinen Maßstab der Modellzeichnung zurückzuführen. Schwierigkeiten bei der Untersuchung bieten auch oftmals Modelle von unpassender Größe oder unzulässigem Gewicht. Aus diesen und ähnlichen Gründen geht häufig bei der Modellfertigung viel Zeit verloren. Es erscheint daher zweckmäßig, auf Herstellungsarten und Baustoffe für Windkanalmodelle einzugehen. Die Windkanalforschung besitzt ja zweifellos eine so große Bedeutung für die gesamte Luftfahrt, daß sich ein näheres Eingehen auf Einzelheiten der Windkanalforschung sehr wohl lohnt.

Modellarten.

Am häufigsten untersucht man wohl im Windkanal gewöhnliche rechteckige Flügel mit einem bestimmten Einheitseitenverhältnis, um die aerodynamischen Eigenschaften eines bestimmten Flügelschnittes zu ermitteln. Ferner werden auch Einzelflügel mit verschiedenem Grundriß und Seitenverhältnis, auch solche in Zwei- und Dreideckerzusammenstellung, im Windkanal verwendet. Diese Flügel erfordern die sehr sorgfältige Nachbildung eines jeden Teiles eines Flugzeugtragdecks. Modellflügel mit einem dünnen Querschnitt werden am besten aus einer leichten Aluminiumlegierung hergestellt. Dünne Holzflügel behalten auch bei sorgfältigster Herstellung ihre Form nicht; außerdem ist das Einziehen einer Schraube in das Ende schwierig. Dicke Modelle, wie Stiele und Luftschraubenprofile, werden dagegen mit Vorteil aus Holz gefertigt. Flügelmodelle aus Metall müssen kleinere Abweichungen als $^1/_{20}$ mm, solche aus Holz geringere als $^1/_{10}$ mm aufweisen. Der Einfallswinkel darf längs des ganzen Flügels nicht mehr als um 0,1° abweichen. Eine leichte V-Form im Flügel ist dagegen ohne Belang. Bei reinen Modellflügeln zur Untersuchung von Flügelschnitten ist das Einheitsseitenverhältnis genau innezuhalten, um den genauen Vergleich verschiedener Flügelschnitte miteinander zu ermöglichen. In Windkanälen von 122 cm Durchm. (4 Fuß) sind Flügel von 76 × 458 mm (3 × 18 Zoll) üblich. Einheitsmodellflügel haben gerade Kanten, rechteckige Gestalt und ein Seitenverhältnis von 1 : 6. Nach Möglichkeit wird der Flügel durch eine Spindel gehalten (Abb. 1). Sie ist bei Metallflügeln in ⅓ hinter der Eintrittskante in das Flügelende eingeschraubt.

Rümpfe, Schwimmer und Boote werden aus Holz hergestellt und brauchen nicht so genau wie Flügelmodelle ausgeführt zu werden. Bei größeren Modellen soll die Abweichung unterhalb ½ mm und bei kleinen Modellen unterhalb ¼ mm liegen. Die Spindel wird gewöhnlich in den Holzkörper hin-



eingeschraubt. Große Modelle müssen aus leichtem Holz gefertigt und zur Erleichterung innen ausgespart werden. Jedes Gramm Modellgewicht erfordert das dreifache Gewicht am Zapfen, denn das Doppelte an Gewicht muß am unteren Teil der Wage angebracht werden, um die Schwerpunktslage zu erhalten.

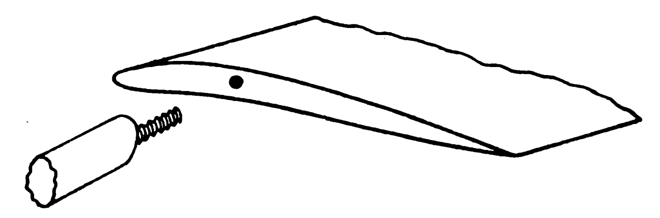


Abb. 1. Befestigung eines Modellflügels.

Vollständige Flugzeugmodelle müssen für 122 cm-Windkanäle etwa 450 mm Spannweite haben (Höchstmaß rd. 530 mm) und dürfen nicht mehr als rd. 1,3 kg wiegen. Andererseits müssen sie so starr sein, daß bei hohen Windgeschwindigkeiten keine Formänderungen auftreten können. Die Genauigkeit der Flügelstellung (V-Form, Pfeilform, Staffelung und Anstellwinkel sowie Schränkung) muß innerhalb 0,1° liegen. Wünschenswert ist eine leichte Einstellbarkeit der Höhenflosse und die Kennzeichnung der Luftschraubenachse am Rumpfe, um das Einrichten des Modelles im Windkanal zu erleichtern. Die Spindel wird gewöhnlich unmittelbar am Rumpf des Modellflugzeuges befestigt (Abb. 2). Eine ungestörtere Luftströmung ergibt jedoch die Befestigung der Spindel am Flügelende (Abb. 3). Stiele müssen Tropfenform aufweisen. Drähte werden gewöhnlich am Modell weggelassen[1]). Bewegliche Ruder brauchen nur für Stabilitätsuntersuchungen vorgesehen zu werden.

Abb. 2. und 3. Anbringung der Spindel an Flugzeugmodellen:

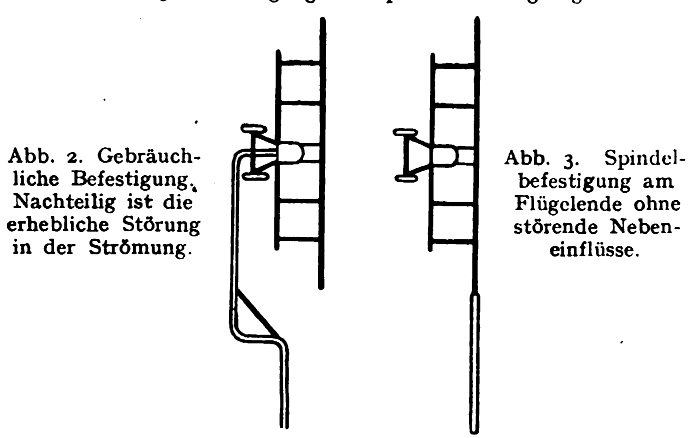


Abb. 2. Gebräuchliche Befestigung. Nachteilig ist die erhebliche Störung in der Strömung.

Abb. 3. Spindelbefestigung am Flügelende ohne störende Nebeneinflüsse.

Modelluftschrauben werden genau wie große Luftschrauben angefertigt und müssen so genau wie hölzerne Modellflügel gearbeitet sein.

Baustoffe.

Die Baustoffe für Modelle sollen leicht sein und geringe Formänderung aufweisen. Wie bereits erwähnt, werden dünne Teile am besten aus Metall gefertigt. Flügel können aus reinem Aluminium hergestellt werden. Mit Rücksicht auf die Nachgiebigkeit dieses Baustoffes empfehlen sich jedoch härtere Legierungen mit besseren Fertigungseigenschaften. Sie haben sich gut bewährt. Magnesium läßt sich leicht bearbeiten und ist erheblich leichter als Aluminium. Gegenwärtig kann man es aber noch schwer ohne Gußblasen gießen. Recht geeignet hat sich eine Legierung von 8 vH Kupfer und 92 vH Aluminium gezeigt. Sehr widerstandsfähige Flügel sind aus Stahl herzustellen, kommen aber recht teuer zu stehen. Flügel zur Druckverteilungsmessung werden mit Vorteil aus Messing gefertigt; der Grund für die Bevorzugung dieses Stoffes ist in seiner Lötfähigkeit zu erblicken. Weniger haltbare Flügel können aus Gips oder Wachs hergestellt sein.

Das Holzmaterial für dicke Flügel und Rümpfe muß gut ausgetrocknet sein. Die Ausgaben für den Baustoff sind im Vergleich zu den Herstellungskosten recht klein, so daß man nur das beste Holz wählen sollte. Holz für Flügelmodelle braucht nicht leicht zu sein, dafür aber genügend hart und feinjährig. Geeignet sind Ahorn, Buche, Buchsbaum und Steineiche. Ahorn ist am leichtesten zu beschaffen und genügt bei sorgfältiger Auswahl allen Anforderungen.

Hölzerne Modellflügel mit gleichbleibendem Querschnitt.

Das nachstehend beschriebene Verfahren zur Modellflügelherstellung ist seit mehreren Jahren bei dem Massachusetts Institute of Technology in Gebrauch. Der Flügel wird dabei aus einer Anzahl zusammengeleimter Holzlatten hergestellt. Für ein Flügelmodell von beispielsweise 76 × 458 mm wird ein etwa 22,5 mm dickes, gut ausgetrocknetes Ahornbrett in schmale Längsstreifen mit durchlaufender Faser geschnitten.

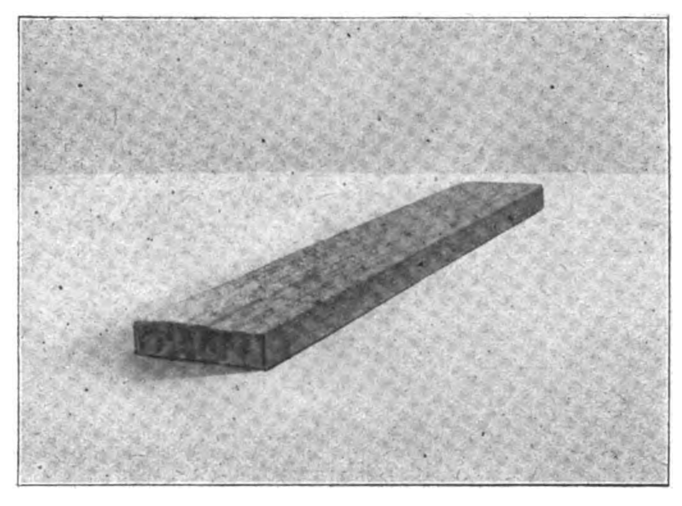


Abb. 4. Modellflügel-Werkstück, bestehend aus aufeinander geleimten Holzlatten.

Gehobelt ist jede dieser Latten etwa 6,3 mm dick. Zehn derartige Holzstreifen werden so aufeinandergelegt, daß je zwei aufeinanderfolgende Latten mit den verkehrten Seiten aufeinander liegen, um einem Werfen des Flügels vorzubeugen. Die beiden Außenstreifen sind 12,7 mm dick. Die Streifen werden in einem Trockenofen auf etwa 100° C erwärmt, mit Warmleim bestrichen und über die ganze Länge unter gleichmäßig verteiltem Druck verleimt (Abb. 4). Das verleimte Stück ist 12 bis 24 h in den Leimzwingen zu belassen und dann tunlichst einige Wochen zu lagern, bevor man an die

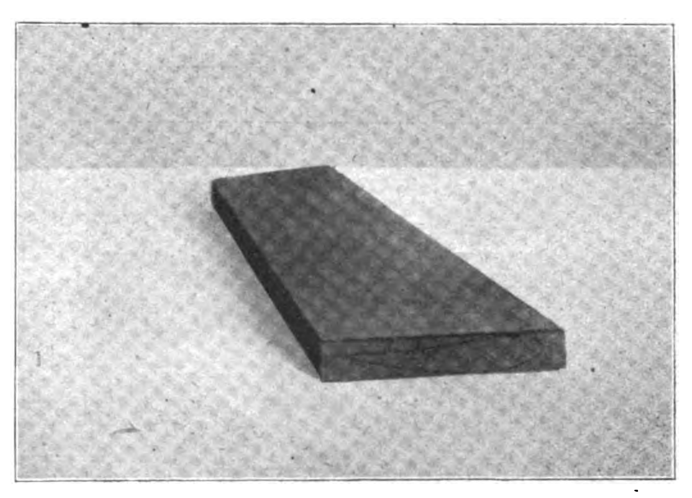


Abb. 5. Werkstück mit aufgeklebter Abbildung des Flügelprofils.

Herstellung des eigentlichen Modells geht. Der aus den Leimfugen herausquellende Leim ist gleich nach dem Erhärten mit einem Schaber zu entfernen.

Ober- und Unterseite des Holzstückes werden glatt und zu einander parallel gehobelt. Von großer Bedeutung für die Güte der Arbeit ist die Schärfe aller benutzten Werkzeuge. Von den beiden Kantenseiten des Arbeitsstückes ist gleich

[1]) Das erfordert aber eine rechnerische Korrektur des zusätzlichen Widerstandes!

viel abzunehmen, damit der fertige Flügel keine Neigung zum Werfen zeigen kann.

Der genaue Umriß des gewünschten Flügelquerschnittes wird mit mittelfeiner Tuschlinie auf weißem Papier mit 383 oder 765 mm Sehnenlänge (15 bzw. 30 Zoll) gezeichnet. Diese Zeichnung wird sorgfältig aufgezogen und auf photographischem Wege auf die gewünschte Sehnenlänge von 76 mm verkleinert. Der Fehler in der Verkleinerung darf nicht mehr als 0,13 mm betragen. Der Abzug der Verkleinerung wird mittels Pflanzenleim auf die Seitenkante des Arbeitsstückes aufgeklebt (Abb. 5). Das Werkstück wird dann auf dem Sägetisch aufgespannt. Das gewünschte Profil wird nun mit einer Walzensäge genau parallel über die ganze Fläche ausgeschnitten (Abb. 6). Die Schnitteinstellung erfolgt zweckmäßig unter Zuhilfenahme eines Vergrößerungsglases.

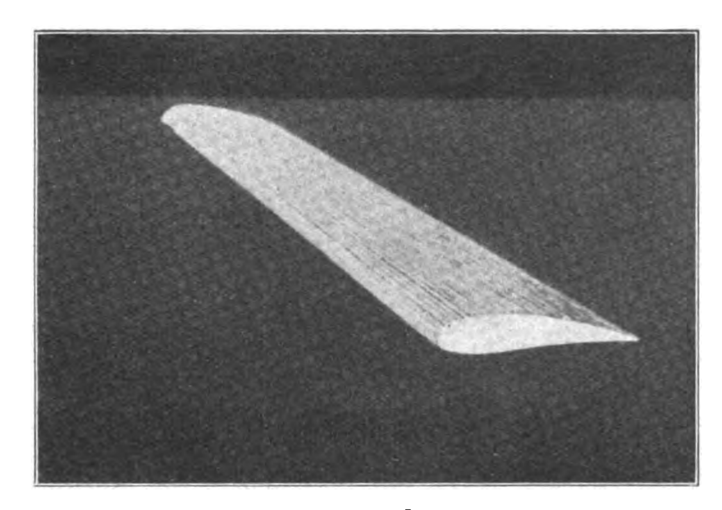


Abb. 6. Modellflügel nach dem Ausschneiden.

Das Werkstück wird dann mit Stiften in einem passenden Holzfutter auf der Arbeitsbank befestigt (Abb. 7). Die Sägefurchen werden sorgfältig abgeschliffen. Das Schleifen erfolgt zuerst mit Stahl und Glas, zuletzt mit ganz feinem Schmirgelpapier. Gleichzeitig rundet man dabei Ein- und Austrittskante des Flügels nach der gegebenen Profilform ab. Dann

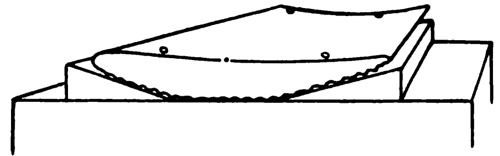


Abb. 7. Schleiffutter für Modellflügel.

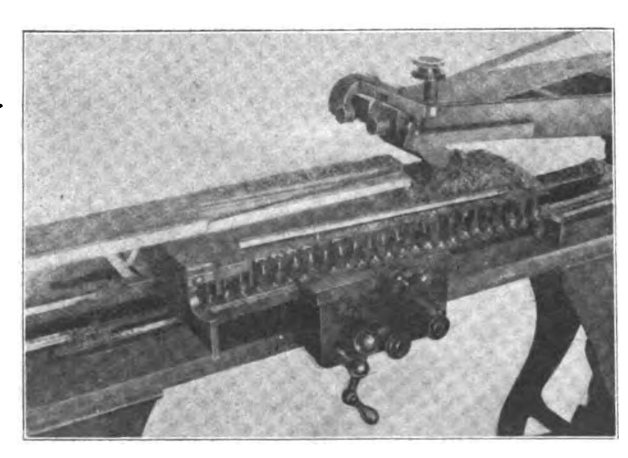


Abb. 12. Schneidmaschine zur Herstellung von Flügeln mit geradlinig nach außen abnehmender Tiefe.

wird der Flügel durch Abschneiden der überstehenden Außenkanten auf die gewünschte Länge gebracht, die Oberfläche grundiert, mit zwei Schellacküberzügen versehen und mit Bimsstein abgeschliffen.

Bei sorgfältiger Ausführung wird der Modellflügel Abweichungen von etwa 0,01 mm zeigen. Bei gleichzeitiger Herstellung von mehreren Flügeln gleichen Profils werden die Arbeitsstücke hintereinander eingespannt und nach einer einzigen Profilabbildung gleichzeitig mit der Walzensäge ausgearbeitet.

Hölzerne Modellflügel mit nicht gleichbleibendem Querschnitt.

Derartige Flügel bieten bei der Herstellung bedeutend größere Schwierigkeiten. Sie können natürlich auf dieselbe Art wie Luftschrauben gefertigt werden; das ist aber ein reichlich langwieriges und ungenaues Verfahren. Man entwickelte daher für diese Zwecke eine Spezialmaschine. Sie beruht auf dem Schablonenfräserprinzip (vgl. Abb. 8 und 9). Auf dem

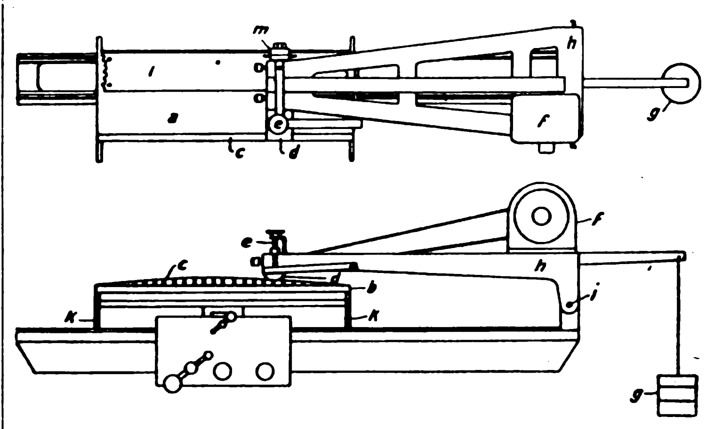


Abb. 9. Schneidmaschine nach Abb. 8 zur Herstellung von Holzflügeln mit veränderlichem Profil. *1* Werkstück, *a* Unterlagplatte, *b* Messinghalter für die Mikrometerschrauben, *c* Blattfeder, *d* Führungschuh, *e* Schraube zur senkrechten Einstellung des Führungschuh, *f* Elektromotor, *g* Ausgleichsgewicht, *h* Rahmen, *i* Rahmenlagerung, *k* Schlittenführung.

Futter eines Schlittens ist eine eiserne Unterlagscheibe *a* (Abbildung 9) befestigt, deren überstehende Kanten an festen Führungen *k* gleiten. Diese Führungen gestatten ein Verschieben der Unterlage in Längs- und Querrichtung, und zwar in gleichem Verhältnis zum Vorschub des Schneidwerkzeuges. Das Arbeitsstück *s* ist auf die Unterlagscheibe geschraubt. An der Stirnseite der Unterlagplatte ist ein Messingstück *b* befestigt. Dieses trägt 25 Mikrometerschrauben, die um 25,4 mm (1 Zoll) voneinander entfernt sitzen. Die Schraubenstärke be-

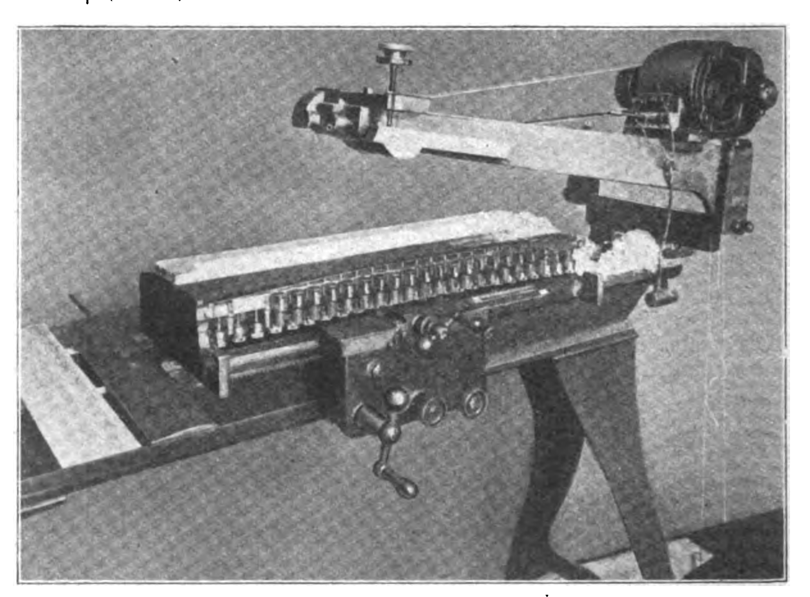


Abb. 8. Schneidmaschine zum Ausschneiden von Holzflügeln mit veränderlichem Profil. Vor dem Werkstück liegt die als Leitkurve dienende Blattfeder mit den Mikrometerschrauben. Rahmen mit Schneidwerkzeug hochgeklappt.

trägt 1/4 Zoll (rd. 6,3 mm). Die Schrauben haben 40 Gänge, kugeliges Ende und Trieb mit 50 Zähnen am unteren Ende. Um so viele Schrauben schnell und genau genug einstellen zu können, ist auf jeder Schraube (Abb. 10) ein unmittelbar ab-



zulesender Gangzähler angebracht. Wenn man bedenkt, daß für jede Fläche eines Flügels 410 Einstellungen notwendig sind, so erhellt ohne weiteres die große Ersparnis an Zeit und Fehlern, die diese Anordnung bietet. — Eine Stahlblattfeder *c* liegt auf den abgerundeten Enden der Mikrometerschrauben und bildet so eine einstellbare Führung für den Gleitschuh *d* (Abb. 9). Der Schuh besitzt denselben Halbmesser wie das Schneidwerkzeug (Sägewalze oder Holzfräser). Bei dem vorliegenden Werkzeug beträgt der Halbmesser 76,2 mm (3 Zoll). Für die Führung hat sich eine 19 mm breite und 0,94 mm starke Stahlblattfeder als am besten geeignet erwiesen. Der Rahmen *h*, der in *i* drehbar gelagert ist und den $^1/_6$-PS-Elektromotor *f* trägt, gestattet lediglich eine senkrechte Bewegung des Schneidwerkzeuges. Das Schneidwerkzeug muß dabei der von der Stahlblattfeder gebildeten Leitkurve, auf der der Führungsschuh *d* gleitet, folgen. Die Schraube *e* dient zur senkrechten Einstellung des Führungschuhes bei Herstellung von Flügeln mit gleichbleibendem Profil (Blattfeder wagerecht) und zur Einstellung des Schneidwerkzeuges auf die alte Höhe nach einem Schleifen. Für Modelle aus Holz dient ein Schneidwerkzeug mit zwei 6,3 mm (1/4 Zoll) breiten Messern, das mit 5000 U/min mittels Riemen vom Motor aus angetrieben wird.

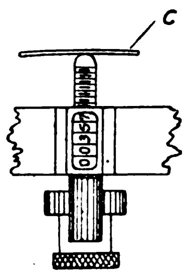
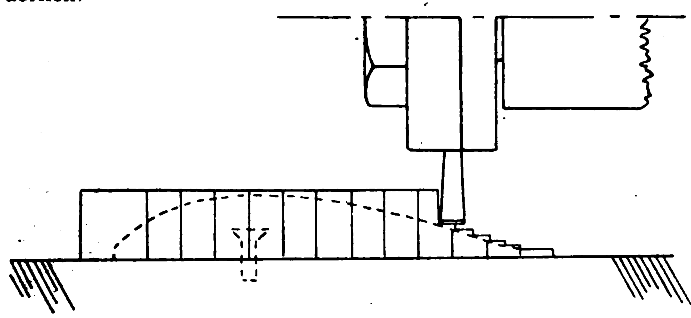


Abb. 10. Mikrometerschraube mit Gangzähler. Oben die Blattfeder *c*.

Das Material für diese Art von Modellflügeln ist das gleiche wie bei der vorher beschriebenen Gattung. Das Werkstück, das gewöhnlich aus verleimten Ahornholzstreifen besteht, wird in genau gleicher Weise hergestellt.

Das Arbeitsstück wird mit 5 Schrauben auf der Unterlagsplatte befestigt. Es wird nun stufenweise über die ganze Flügellänge entsprechend der Einstellung der Mikrometerschrauben geschnitten (Abb. 11). Flügel mit gleichbleibendem Querschnitt werden auf der Maschine in ähnlicher Weise geschnitten, nur daß dann die Feder an der Unterlagsplatte anliegt und die Höheneinstellung des Schneidwerkzeuges durch die Schraube *e* (Abb. 9) erfolgt. Dabei ist nur der zwanzigste Teil der Einstellungen für Flügel mit veränderlichem Querschnitt erforderlich.


Abb. 11. Arbeitsweise der Schneidmaschine.

Eine Einrichtung zur Herstellung von Modellen mit geradlinig nach den Flügelspitzen abnehmender Sehnenlänge zeigen Abb. 12 und 13. Dabei kann dann aber nur eine Flügelhälfte in einem Schnitt bearbeitet werden. Die Führung erfolgt dabei an der geraden Stange *c*. Das Werkstück wird auf die um ihre Achse *h* drehbare Grundplatte *b* aufgeschraubt. Dabei ist zu beachten, daß der Schnittpunkt *i* der verlängerten Ein- und Austrittskanten sich über dem Drehpunkt *g* befinden muß. Bei dieser Einrichtung ist es nur notwendig, die Ordinaten für die mittlere Flügeltiefe einzustellen, da die anderen sich von selbst bei der Drehung des Flügelendes entgegengesetzt zur Richtung des Schlittens ergeben. Skala *e* wird zur Bestimmung dieser Abmessung benutzt. Flügel mit gekrümmten Konturen und abnehmender Flächenform können ebenfalls mit dieser Maschine geschnitten werden, erfordern aber eine nicht geringe Rechenarbeit.

Nach dem Maschinenschnitt werden die Flügelenden zurechtgestutzt. Die geringe überstehende Länge gestattet ein Abrunden der Ecken. Dann wird der Flügel auf ein passendes Holzfutter gelegt und die Schnittfurchen in der bereits geschilderten Art abgeschliffen. Das benutzte hölzerne Einspannfutter muß schmal sein, um das Schleifen nicht zu behindern. Das Fertigmachen des Modellflügels ist bekannt. Zum Ausfüllen der Unebenheiten (Grundieren) sowie zur Ausgleichung von Herstellungsfehlern dient Bienenwachs. Der ganze Vorgang wird langwierig und verwickelt erscheinen; man kann indessen in 6 bis 8 h einen ganzen Flügel danach ausschneiden und fertigmachen. Das Arbeiten nach Schablonen erfordert jedoch meist eine viel längere Zeit.

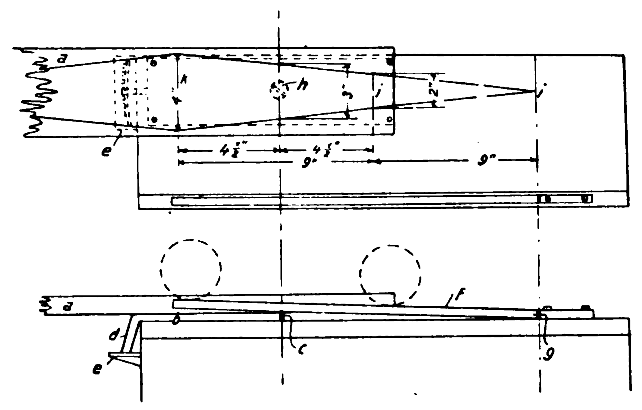


Abb. 13. Schema der Schneidmaschine aus Abb. 12. Bezeichnungen im Text. Maße in Zoll (1 Zoll = 25,40 mm).

Die Ordinaten für Flügel der betrachteten Art können maßstäblich einer Zeichnung mit 763 mm Sehnenlänge (30 Zoll) entnommen werden. Das ist jedoch zeitraubend, und es ist besser, nach einer einzigen Zeichnung die Ordinaten aller Flügelschnitte mit dem Rechenstab zu ermitteln.

Die Vorzüge der beschriebenen Maschine bestehen darin, daß man auf ihr einen Flügel nach den Ordinaten schneiden kann und keine maßstäblichen Zeichnungen oder Schablonen benötigt. Die vorliegende Maschine wurde zur Herstellung hölzerner Flügel gebraucht. Es liegt aber nichts im Wege, eine schwerere und stärkere Maschine dieser Art für die Herstellung von Modellflügeln aus Aluminium oder Stahl mit bleibenden oder veränderlichen Profilen zu verwenden.

(Schluß folgt.)

Gewerblicher Rechtsschutz nach dem Friedensvertrag.

Dem Berner Übereinkommen haben sich neuerdings Spanien, Brasilien und Österreich angeschlossen.

Errichtung eines Patentamtes in Danzig. Nach einer Mitteilung des Reichs- und Staatskommissars in Danzig sind die Vorbereitungen zur Schaffung eines Patentamtes noch nicht völlig abgeschlossen. Mit der Einrichtung kann in 4—6 Wochen gerechnet werden. Es wird empfohlen, bis dahin alle Anmeldungen an den Magistrat der Stadt Danzig zu richten. Diesen Anmeldungen soll durch das in Aussicht stehende Gesetz hinsichtlich ihrer Priorität voller Schutz gewährt werden.

Polen. Patentschutz. Nach Art. 311 des Versailler Vertrages hat Polen die in den von Deutschland abgetrennten Gebieten zurzeit dieser Abtrennung in Kraft stehenden gewerblichen Eigentumsrechte sowie die zufolge Art. 306 desselben Vertrages wiederherzustellenden oder in Kraft zu bringenden Rechte anerkannt. Diese Rechte bleiben so lange in Kraft, wie dies nach deutschem Rechte der Fall ist.

Dasselbe gilt auch für die von Österreich-Ungarn abgetretenen Gebiete.

Eine Neuanmeldung vorgenannter Rechte beim Patentamt in Warschau ist also nur dann notwendig, wenn ev. weitergehende Rechte, d. h. des Schutzes für ganz Polen, erreicht werden sollen.

Polen. Prioritätsfristen. In einer Mitteilung des Patentamtes in Warschau im »Monitor Polski« Nr. 240 vom 22. Okt. 20 wird darauf aufmerksam gemacht, daß für Polen lediglich die Prioritätsfristen auf Grund der zu Washington im Jahre 1911

revidierten Pariser Verbandsübereinkunft Geltung haben. Die im § 4 dieser Übereinkunft festgesetzte Frist von 12 Monaten wurde in bestimmten Einzelfällen verlängert, und zwar für Deutschland nach dem Berner Übereinkommen bis zum 30. März 1921 für diejenigen Fristen, die am 1. August 1914 noch nicht abgelaufen waren, sowie diejenigen, die während des Krieges begonnen haben oder, wenn es nicht zum Kriege gekommen wäre, hätten beginnen können.

Schutzdauerverlängerung.

Beschluß des Ausschusses X für Schutzdauerverlängerung vom 16. Dezember 1920.

Das Berner Abkommen findet auf die Antragsfristen des Schutzdauerverlängerungsgesetzes keine Anwendung.

In der Begründung wird das Berner Abkommen als zwischenstaatlicher Vertrag angesehen, der im Deutschen Reiche nur den Angehörigen der mit diesem kontrahierenden Auslandstaaten zugute kommt. Die Rechtsform für deutsche Reichsangehörige bildet ausschließlich das deutsche Gesetz über das Abkommen vom 3. August 1920. Der weitgefaßte Wortlaut bezüglich der Fristen wird nach einem anerkannten Auslegungsgrundsatz daraufhin betrachtet, ob in einer späteren allgemeinen Gesetzesnorm bezüglich einer früheren Sonderbestimmung ein anderer Gesetzeswille erkennbar ist. Durch das Schutzdauerverlängerungsgesetz soll die möglichst schnelle Ordnung eines vorübergehenden Zustandes erfolgen, die nicht nur durch Vergünstigungen, sondern auch durch Sicherheitsmaßnahmen erreicht wird. Als letzteres wird die 2—6 monatliche Antragsfrist betrachtet, um den beteiligten Industriellen die erforderliche baldige Gewißheit über die etwaige Wiederaufrichtung und Weitergeltung eines erloschenen Schutzrechtes zu verschaffen. Diese Fristen sind festgesetzt, trotzdem die Verhandlungen über das Schutzdauerverlängerungsgesetz zeitlich mit denen über das Berner Abkommen zusammenfielen und bei letzteren von vornherein mit allgemeiner weiterer Fristenstreckung zu rechnen war. Somit ist die Absicht der gesetzgebenden Faktoren zu erkennen, daß die 2—6 Monatsfrist durch die weiteren Fristen des Berner Übereinkommens nicht berührt werden kann. (Nach § 5 des Verlängerungsgesetzes sind die Entscheidungen des Ausschusses endgültig).

Ungarn. Gemäß § 2 einer Änderung des ungarischen Patentgesetzes ist die Schutzdauer der bis zum 31. 7. 14 bestehenden und der bis zum Inkrafttreten des neuen Gesetzes angemeldeten Patente um höchstens 6 Jahre verlängert. Erforderlich ist der Nachweis, daß die Ausnutzung der betreffenden Patente infolge des Kriegszustandes oder der damit zusammenhängenden wirtschaftlichen Verhältnisse nicht im vollen Maße möglich war.

Nähere Bestimmungen über das einzuschlagende Verfahren sollen noch bekanntgegeben werden.

Gebührenerhöhung in Schweden.

Durch Abänderungsgesetz vom 23. April 1920 sind neue Gebühren festgelegt:

Anmeldegebühr	50 Kr
Erteilungsgebühr	50 »
Stempel	10 »
2.— 3. Jahr	40 »
4.— 5. »	60 »
6.— 7. »	100 »
8.— 9. »	150 »
10.—11. »	200 »
12.—13. »	250 »
14.—15. »	300 ».

Curt Eppinger.

Buchbesprechung.

Elektrodynamische Erforschung des Erdinnern und Luftschiffahrt. Von Dr. Heinrich Löwy. Mit einem Vorwort von Dr. Richard von Mises, ordentlichem Professor und Direktor des Instituts für angewandte Mechanik an der Universität Berlin. Wien 1920. Verlag: Manzsche Verlags- und Universitätsbuchhandlung. 8°. 40 Seiten. Preis: geheftet M. 7,50 und Teuerungszuschlag.

Gegenüber dem Bestreben, für das Kriegsluftfahrzeug und seine friedlichen Nachkommen Verwendungsmöglichkeiten künstlich zu ersinnen und zu schaffen, muß man eine Anregung begrüßen, die offenkundig den umgekehrten, natürlichen Weg geht. Eine tatsächlich vorhandene, kulturell-wirtschaftliche Aufgabe von größtem Zuschnitte ist ohne Zuhilfenahme des Luftschiffes überhaupt nicht oder kaum lösbar. Es handelt sich um die planmäßige Erforschung der im Boden aller Erdteile verborgenen Schätze an Wasser, Erz, Mineralien . . .«. So beurteilt von Mises im Vorwort die Vorschläge des Verfassers, mit einem Flugzeug oder Luftschiff, das in geringer Höhe fährt und einen Luftdraht auf dem Boden hinter sich herschleppt, durch Messungen der Kapazität bzw. der elektrischen Schwingungen in dieser Antenne das Vorhandensein und die Tiefe leitender Körper im trockenen Erdreich regenarmer Länder, also vor allem Grundwasserspiegel oder Erzvorkommen in Steppen und Wüsten festzustellen.

Die technische Aufgabe des selbsttätigen Höhenreglers scheint freilich in der vorgeschlagenen Weise noch nicht befriedigend lösbar. Für die übrigen Grundlagen des großzügigen Planes stützt sich der Verfasser auf eine reichhaltige geographische, geologische und hydrographische Literatur, aus der recht ausführlich mitgeteilt wird. Everling.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. In den nächsten Tagen wird an sämtliche Mitglieder ein Rundschreiben versandt, das über die bereits geleistete Arbeit und die Ziele unserer Gesellschaft Aufschluß gibt.

2. Unser Vorstandsratsmitglied, Major z. D. Prof. Dr.-Ing. A. von Parseval, beging am 5. Februar seinen 60. Geburtstag.

3. Unser Vorstandsratsmitglied, Generaldirektor Ing. E. Rumpler, hat am 5. 2. 1921 seine Doktorprüfung an der Technischen Hochschule zu Charlottenburg, Abteilung für Schiffs- und Schiffsmaschinenbau, mit Auszeichnung bestanden. Der Prüfung lag folgendes Thema zugrunde: »Der 1000 PS-Flugmotor«.

4. Die VII. ordentliche Mitgliederversammlung unserer Gesellschaft findet Ende September ds. Js. in München statt. Anträge für Vorträge bitten wir schon jetzt unter Mitteilung des Themas, einer kurzen Inhaltsangabe und der Vortragsdauer bei unserer Geschäftsstelle einzureichen.

5. Das 3. Beiheft zur ZFM erscheint im Laufe des Monats Februar. Es enthält den Aufsatz:

»Die Stereoskopie und ihre Anwendung auf die Untersuchung des Fliegerbildes«. Von Erich Ewald.

Das Heft kostet für Mitglieder M. 11.— und wird nur auf Bestellung bei der Geschäftsstelle der WGL versandt.

6. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:
Oblt. Bolle, Potsdam, Reiter-Regt. 4.
Fritz Gutke, cand. ing., Berlin-Steglitz, Schloßstr. 26.
Dr.-Ing. W. Achenbach, Berlin W 50, Kulmbacherstraße 3.

7. Adressenänderungen:

Oblt. Baeumker, Bln.-Steglitz, Fichtestr. 29.
Korv.-Kap. Hering, Bln.-Grunewald, Franzensbaderstraße 2.
Hptm. von Bentivegni, Charlottenburg, Uhlandstraße 25.
Generaldir. Walter Fröbus, Rolandwerke, Berlin C 25, Kleine Alexanderstr. 28.
Dipl.-Ing. von Doepp, Dessau, Kaiserstr. 20.
Dipl.-Ing. K. Grulich, Charlottenburg, Neue Kantstraße 111a.
Regbmstr. Link, Rio de Janeiro, Ladeirs Peixoto 5.
Marbmstr. von den Steinen, Kiel, Bartelsallee 13.
Dipl.-Ing Schleusner, Stettin, Deutschestr. 9.
Ing. F. C. Müller, Berlin SW 47, Hagelbergerstr. 11.
Dipl.-Ing. Karl G. Gaule, Bln.-Nikolassee, Lückhoffstraße 24.
cand. ing. Willy Messerschmitt, München, Odeonsplatz 5.

8. Beförderungen:

Major Haehnelt zum Oberstlt. a. D.
Major Seitz zum Oberstlt. a. D.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Einen internationalen Wettbewerb für Flugzeuge beabsichtigt Norwegen während der Sportwoche im Februar nächsten Jahres abzuhalten. Auch Finnland wird voraussichtlich Bewerber entsenden. Es sollen neue interessante Fahrgestellkonstruktionen, die Landungen auf Eis und Schnee ermöglichen, zur Vorführung kommen. (»Flight«, London, 2. 12. 20.) **ND 1.**

Deutschland.

Flugplanänderung der Luftpost Berlin—Dortmund.
Flugplan:

10,00 ↓	ab Berlin	an ↑	2,15
11,45	an Braunschweig	ab	12,30
12,00	ab »	an	12,15
2,15 ↓	an Dortmund	ab ↑	10,00

21/2. 5.

Einschränkung der Luftpost Berlin—München. Die Strecke wird wegen der ungünstigen Wetterverhältnisse vorläufig nur zwischen Berlin und Magdeburg aufrecht erhalten. **21/2. 4.**

Belgien.

Das Ergebnis des belgischen Zivilluftverkehrs auf den drei in regelmäßigem Betrieb befindlichen Linien ist für das Jahr 1920 folgendes:

a) Brüssel—London. Vom 19. Juni bis 30. September 130 Flüge, 187 Fluggäste, 1000 kg Waren, 337 kg Post. Kein Unfall.

b) Brüssel—Paris. Vom 18. Juni bis 23. August 217 Flüge, 164 Fluggäste, 675 kg Waren, 95 kg Post.

c) Auf der Linie Kinshassa—Combe, ersten Teilstrecke der Linie Kinshassa—Stanleyville (1810 km), normaler Verkehr mit vier Wasserflugzeugen.

Luftverbindungen zwischen Brüssel einerseits, Amsterdam, Straßburg und Köln anderseits sollen in absehbarer Zeit geschaffen werden.

Der Lufthafen Haren (Brüssel) ist für den internationalen Zollverkehr freigegeben. Ein Platz für Wasserflugzeuge wurde bei Ostende eingerichtet und dient als Einflugsort für Wasserflugzeuge aus England. (»L'Auto«, Paris, 4. 1. 20.) Hu. **21/2. 24.**

England.

Eine Herstellungsstatistik des englischen Waffenamts ergibt, daß vom 1. 7. 1915 bis 31. 12. 1918 fabriziert wurden:

53887 Flugzeuge,
754 Marineflugzeuge,
2448 Wasserflugzeuge,
56906 Flugzeugmotoren,
4737668 Flugzeugbomben.

(»L'Aéronautique«, Paris, 31. 10. 20.) Hu. **20/10. 08.**

Luftverkehrsstatistik 10. bis 17. November 1920. Starke Niederschläge und Nebel beeinträchtigen den Luftverkehr während der letzten Woche erheblich. — Es starteten:

nach dem Festlande			nach dem Inlande		
von	Flugzeuge	Fluggäste	von	Flugzeuge	Fluggäste
Croydon . .	36	37	Croydon . .	39	272
Cricklewood .	16	42	Cricklewood	16	19
Total	52	79	Total	55	291

Insgesamt: Flugzeuge: 107
Fluggäste: 370

(»Aeroplane«, 17. 11. 20.) v. K. **20/10. 10.**

Die Verkehrsstatistik der Handley-Page-Gesellschaft und »Messageries Aériennes« vom 2. September 1919 bis 27. November 1920 ergibt, daß 511664 Flugkilometer zurückgelegt und 4139 Fluggäste und 96450 km Last befördert wurden. (»L'Auto«, Paris, 19. 12. 20.) Hu. **21/1. 24.**

Ein- und Ausfuhr von Luftfahrmaterial (1919—1920) (Flugzeuge, Luftschiffe, Ballone und Teile hierzu).

	Einfuhr		Ausfuhr		Wiederausfuhr	
	1919 Pfd.	1920 Sterl.	1919 Pfd.	1920 Sterl.	1919 Pfd.	1920 Sterl.
Januar . .	555 989	2 323	57 571	32 752	—	697
Februar . .	453 822	9 320	57 972	68 932	—	—
März . . .	704 424	2 092	72 716	67 600	400	—
April . . .	97 662	5 918	25 433	148 484	—	—
Mai	136 631	761 425	38 428	237 627	—	400
Juni	1 410	491	41 526	300 572	—	61 150
Juli	136 463	51 020	41 290	286 646	—	—
August . .	67 292	116	60 581	130 774	—	2 544
Septbr. . .	172 192	386	65 349	302 802	—	—
Oktober . .	132 243	445	87 635	106 954	500	913
Novbr. . .	44 713	9	67 831	165 607	7200	—
Total . . .	2 502 841	833 545	616 332	1 848 750	8100	65 704

(»Flight«, 16. 12. 1920.) v. K. **21/1. 25.**

Die Einstellung des Aircodienstes, der den Luftverkehr London—Paris betrieb, ist wegen finanzieller Schwierigkeiten und wegen des Ausbleibens staatlicher Hilfe seitens Englands erfolgt. Der Dienst London—Paris wird jetzt noch von den von der französischen Regierung subventionierten Gesellschaften, nämlich der Messageries Aériennes, der Transaérienne und der Grands Expreß, ferner von der englischen Handley Page Co. und der neuen englischen B. S. A. Daimler Combine weiter versehen. Bei dieser Gelegenheit fordert »Times« nochmals dringend, endlich auf die Vorschläge des »Lord Weir's Committee« zur Unterstützung der Luftverkehrsgesellschaften (20/05. 07) einzugehen. (»Times«, 18. 12. 20, »Morningpost«, 15. 12. 20.) **21/2. 17.**

Finnland.

Die Entwicklung des Handelsluftverkehrs hat im vergangenen Jahre mit französischer Unterstützung Fortschritte gemacht. Mittelpunkt des finnischen Luftverkehrsnetzes ist Helsingfors. Von hier wurden nach Abo, Viborg, Tammerfors, Villmannstrand Luftverkehrslinien bereits eingerichtet und auch schon beflogen. Andere, und zwar Abo-Wasa (am Bottnischen Meerbusen) und Viborg—Sortavala (am Ladoga-See) sind in Vorbereitung. Wenn der finnische Meerbusen zugefroren ist, wird zwischen Helsingfors und Reval geflogen.

Es existieren zwei nichtstaatliche Luftverkehrsgesellschaften:

Die »Finska Lufttrafik Aktiebolaget«, die jedoch noch gar nicht an die Öffentlichkeit getreten ist und andauernd ohne Flugzeuge ist,

die »Flyg Aktiebolaget« (vorher »Finska Flygtrafik Aktiebolaget«), die seit 15. Oktober auf den oben angegebenen Strecken Luftverkehr betreibt. (Nach »l'Air«, Paris, 20. 12. 20.) Hu. **21/1. 34.**

Frankreich.

Der Luftverkehr Montpellier—Nizza mit Zwischenlandung in Hyères ist am 17. 11. eröffnet worden. Bisher war nur die Strecke Nimes—Avignon—Nizza im Betrieb (20/06. 18). Die Flugzeuge holten in Avignon die Reisenden nach Ankunft des Zuges aus Paris ab und brachten sie in 2½ h nach Nizza. Durch Eröffnung der Strecke Montpellier—Nimes—Nizza erhält Bordeaux in Verbindung mit den bereits bestehenden Teilstrecken Bordeaux—Toulouse und Toulouse—Montpellier direkten Luftverkehr mit Nizza und Italien. (»L'Auto«, Paris, 17. 11. 20.) Hu. **20/09. 28.**

Die kostenlose Ausbildung von Reserveflugzeugführern auf den 12 in den einzelnen Bezirken Frankreichs verteilten Schulen (Thionville, Straßburg, Châteauroux, Metz, Neustadt, Nancy, Luxeuil, Tours, Dijon, le Bourget, Lyon und Istres), der sich mehrere Hundert von Freiwilligen unterzogen hatten, ist von solchem Erfolg begleitet gewesen, daß 1921 neue Kurse auf den gleichen Schulen stattfinden werden. Neue Schulen werden eröffnet, um den Flugzeugführer-

Anwärtern Reisekosten und sonstige Unkosten zu ersparen. (»L'Auto«, Paris, 8. 12. 20.) Hu. **20/12. 24.**

Statistische Angaben über die Luftfahrt machte der Unterstaatssekretär des Luftamtes anläßlich einer Sitzung im Aeroklub von Frankreich am 2. 12. 20.

	1919	1920	Bemerkungen
Geflogene km	350 000	1 500 000*	* hierbei
Beförderte Fluggäste	960	6 750	kommt auf
Beförderte Last in kg	13 980	103 360	215 000 Flug-km
Beförderte Briefpost in kg	460	5 210	ein tötlicher
Flugzeuge im öffentlichen	ohne		Unfall.
Luftverkehr	An-	275	-
Privatflugzeuge	gabe	79	

(»L'Auto«, Paris, 3. 12. 20.) Hu. **20/10. 16.**

Überblick über den französischen Luftverkehr.

Französische und fremde Gesellschaften	Zahl der vollendeten und unvollend. Reisen	Zurückgelegte km	Beförderte Fahrgäste[1]	Unfälle tödl. Führer	Unfälle tödl. Fahrgäste	Unfälle verw. Führer	Unfälle verw. Fahrgäste	Gepäck kg	Post kg
Betriebsergebnisse 1919:									
Paris—Lille—Brüssel	479	96 389	41	—	—	—	—	4 217	214
Paris—London	365	141 930	683	—	—	—	—	8 250	73
Toulouse—Rabat	64	107 650	51	—	—	—	—	678	179
Paris—Cabourg	34	6 080	16	—	1	2	—	835	—
Bayonne—Bilbao	60	3 300	30	—	—	—	—	—	—
Paris—Le Havre—Deauville (mittels Luftschiff)	44	2 150	157	—	—	—	—	—	—
	1046	357 499	978	—	1	2	—	13 980	466
Betriebsergebnisse 1920:									
Paris—Brüssel	340	96 520	422	—	—	—	—	1 147	183
Paris—London	2508	934 300	5763	—	—	—	—	91 574	2139
Paris—Genf	9	3 870	7	—	—	—	—	—	—
Paris—Straßburg—Prag	105	44 685	58	—	—	—	—	363	53
Toulouse—Casablanca	193	310 854	203	2	5	8	—	8 300	2835
Paris—Cabourg	63	11 895	44	—	—	—	—	882	—
Paris—Nizza	56	15 925	14	—	—	—	—	215	—
Bordeau—Toulouse—Montpellier	268	54 860	131	—	—	—	—	879	—
Bayonne—Bilbao	122	15 722	86	—	—	—	—	—	—
	3664	1 490 641	6748	2	5	8	—	103 360	5210
Gesamtsumme 1919/20	4710	1 848 140	7726	2	10	8	—	117 340	5676

[1]) In diesen Zahlen sind die Flugzeugführer nicht mitenthalten.

Der Betrieb auf den Linien in Frankreich und mit dem Auslande im Jahre 1919 und 1920. Wenn von 1919 auf 1920 der Luftverkehr auch nur um 143000 km gewachsen ist (? d. Ber.), so hat sich die Zahl der Reisen verdreifacht. Die Zahl der beförderten Fahrgäste hat sich versiebenfacht, diejenige der Pakete und Post verzehnfacht. Zurzeit sind 4500 km Luftwege im Betrieb. 275 öffentliche Verkehrsflugzeuge und 79 private sind beim Luftdienst eingetragen. (»Exelsior, Paris, 7. 12. 20.) **21/1. 29.**

Die staatlichen Subventionen für Zivil-Luftfahrt belaufen sich einer Rede zufolge, die der französische Staatssekretär für Luftfahrt Flandin vor dem Aeroklub von Frankreich gehalten hat, auf 280000 Pfd. (»Flight«, 9. 12. 20.) **21/1. 30.**

Japan.

Die Flugzeugindustrie Japans. Die Flugzeugindustrie Japans ist noch ganz in den Anfängen. Die Entwicklung ist ebenfalls, verglichen mit den europäischen Ländern, gering.

Von den großen japanischen Privatfirmen hat die Firma Mitsubichi bisher in eigener Unternehmung 7 Mill. Yen ziemlich ergebnislos verausgabt, sich hauptsächlich an französischen und italienischen Modellen für Landflugzeuge versuchend, während die Kawasakiwerft das englische »Handley Page«-Patent für Wasserflugzeuge zu verwerten sucht. Der Motorenbau ist noch gering entwickelt. Neuerdings hat die Tokyogas-Kompanie im Heeresauftrage den Nachbau von Daimlermotoren anscheinend in größerem Umfange aufgenommen. Die Heeresverwaltung konstruiert mit französischen Instrukteuren ebenfalls auf ihrem Flugplatz Tokorozawa und in der Nagoya-Waggonfabrik, die Marine benutzt englisches Personal. Das Gesamtergebnis charakterisiert sich von selbst, was Motore, Apparate und Flugverständnis betrifft, am besten durch die ständigen Unglücksfälle, über die die Zeitungen berichten.

Alle diese Entwicklungsbestrebungen basieren zurzeit noch fast ausschließlich auf den militärischen Bedürfnissen, ein privates Fluginteresse für wirtschaftliche Zwecke ist kaum im ersten Erwachen.

Die vorhandenen Flugzeuge und Systeme sind während des Krieges nach Japan gelangt und daher nicht deutschen Ursprungs. Die Überlegenheit deutscher Flugzeuge, die auch japanischerseits aus der Kriegsbeute im Auslande festgestellt werden konnte, wird durchaus anerkannt, findet aber aus politischer Angst vor der Entente und ihren als Instrukteure verwendeten Aufsichtsbeamten noch keine praktische Verwertung. Die in diesen Tagen eingetroffenen bzw. eintreffenden deutschen Flugzeuge aus der Kriegsbeute — 200 bis 300 — sind mit Spannung erwartet worden. Sie werden, wenn richtig behandelt, zweifellos von selbst weitere Propaganda machen und die schon verschiedentlich zur Erkennung gegebene Absicht, sich künftig mehr mit der deutschen Flugzeugindustrie anzufreunden, bestärken.

Im Augenblick ist indessen für Verwendung deutscher Flieger, Techniker oder der Anlage deutscher Konstruktionswerkstätten in Japan selbst noch geringe Aussicht, zumal die vorerwähnten großen Privatfirmen natürlich weiter nach möglichster Ausnutzung ihrer teuer erworbenen, nicht-deutschen Patente streben, ehe sie neue Patente oder Lizenzen deutschen Ursprungs kaufen. (»Spezialbericht.«) **ND 1.**

Italien.

Die Gründung einer »Société Aérotechnique« wird aus Rom gemeldet. Sie soll mit der Lösung der Probleme beauftragt werden, welche durch den Übergang der Kriegs- zur Zivilluftfahrt entstanden sind. (»L'Auto« Paris, 11. 12. 20.) Hu. **20/12. 34.**

Nach Mitteilung vom 4. 1. 21 wurden zum **Ausbau der italienischen Zivilaeronautik** neuerdings L. 17 Mill. bewilligt. (»Spezialbericht.«) **ND 1.**

Krisis in der Flugzeugindustrie. In italienischen Fliegerkreisen wird auf die schwere Krisis hingewiesen, welche derzeit die italienische Flugzeugindustrie in ihrer Existenz bedroht. Es handelt sich bei dieser ausgedehnten Industrie um 50 Fabriken mit etwa 300 Ingenieuren und 500000 Arbeitern. Natürlich soll wieder einmal die Regierung helfen, und diese wird daran gemahnt, daß im Verkehr mit Afrika und Asien Italien als Durchgangsstation besonders wichtig wäre und daß auch große Landungsplätze für Wasserflugzeuge errichtet werden sollten, für Flugverkehr von Amerika über Frankreich oder England nach Italien. Besonders abfällig wird vermerkt, daß der englische Flugzeugverkehr zwischen London und Ostindien nicht über Italien, sondern über die Schweiz geleitet ist. (»Spezialbericht.«) **ND 1.**

Rumänien.

Die Einrichtung eines Luftverkehrs in Rumänien ist nach einer Meldung der »Near East« kürzlich zwischen folgenden Städten erfolgt:

Bukarest—Crajowa,
Sibiu—Constanza,
Gallatz—Jassy.

Die Luftlinien dienen vorläufig nur zur Beförderung eiliger Postsachen der verschiedenen Ministerien. Der Verkehr wird mit Militärflugzeugen betrieben. (»Industrie- und Handelszeitung« vom 8. 12. 20.) **20/12. 32.**

Schweiz.

Eine »Akademische Gesellschaft für Flugwesen« hat sich unter dem Namen »Agis« in Zürich aus Angehörigen der Schweizer Hochschulen gebildet. Ihre Aufgabe ist die Ausführung eines wissenschaftlichen Programms und eine leichte Ermöglichung des Fliegens für Akademiker. Die Gesellschaft besitzt zwei Flugzeuge, die in richtigem Verständnis für die Bedeutung eines solchen Unternehmens von Fabriken gestiftet wurden und mit denen Passagierflüge ausgeführt und praktische Arbeiten am Flugzeuge geübt werden. Für das wissenschaftliche Programm sind vorläufig u. a. folgende Aufgaben in Angriff genommen worden: Photographische Geländeaufnahmen und ihre wissenschaftliche und praktische Verwertung, Erforschung der Atmosphäre durch aerologische und luftelektrische Flüge im Anschluß an die von Professor Wigand in Halle ausgeführten aerophysikalischen Flüge, Fallschirmversuche, medizinische Untersuchungen beim Fluge. Die »Agis« ist Sektion des Schweizerischen Aero-Clubs. **21/1. 33.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Ärztliche Sicherheitsmaßnahmen beim Personenluftverkehr. — Georg Abel, Luftweg, Bd. 4, 2. Dez. 1920, S. 5/6 (2½ Sp., o. Abb.). W. **21/2. 36.**

Flugerfahrung. Lichtzeichen für den Luftverkehr. — Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 22. Dez. 1920, S. 639 (2 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/2. 37.**

Flugerfahrung. Ein Vergleich zwischen Ein- und Mehrmotorenflugzeugen. Lenken von Flugzeugen mit zwei Zugachsen ist schwieriger als bei Einschraubenflugzeugen. Mehrmotorenflugzeuge sind bei böigem Wetter im Gleitflug ohne Gas sehr schwer zu handhaben. Meist muß mit Halbgas abgestiegen werden. Man kann durch Gasabstellen und Gasgeben das Flugzeug steuern. Schraubenstrahl hat dabei sehr großen Einfluß. Das Drehmoment der Luftschraube sucht das Flugzeug zu wenden. Ein DH 9 mit 450-PS-Napier-Lion hatte bei großer Luftschraube geringeres Wendemoment als bei kleiner.

Bei bedeutendem Kraftüberschuß ist verstellbare Höhenflosse nötig, um bei verschiedener Motordrehzahl das Höhenruder zu entlasten. Das Motordrehmoment ist nur bei kleiner Spannweite von Belang. Beim Zweimotorenflugzeug entstehen bei gleicher Drehrichtung entgegengesetzte Beanspruchungen und Ungleichheiten am Leitwerk. Entgegengesetzte Drehrichtung ist vorteilhafter. Bei Motorversagern wird die Steuerung durch nahe beisammen und nicht zu hoch über dem Schwerpunkt liegende Schrauben sehr erleichtert. »In einem Großflugzeuge sind ausreichend große Ruder, die der Führer nur mit größter Mühe bedienen kann, schlecht, solche, die zum Lenken nicht ausreichen, nutzlos.«

Zum Abflug läßt man bei Viermotorenflugzeugen meist erst zwei Motoren anlaufen. Der Handley Page o/400 kann mit einem Motor leicht geflogen werden. Überausgeglichenes Seitenruder verursacht Zickzackstart, kann im Fluge mit geringer Kraft gerade gehalten werden. Der DH 10 macht auf dem Boden bei 90 km/h Rollgeschwindigkeit, wenn ein Motor aussetzt, eine Wendung von 90°. — R. M. Hill, Aeronautics, Bd. 19, 28. Okt. u. 4. Nov. 1920, S. 307/309 u. 320/321 (9½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/3. 33.**

Flugzeugbeschreibung. Der Davis-Douglas-»Cloudster«-Verkehrsdoppeldecker, gegenwärtig in Los Angeles im Bau, ist ein gewöhnlicher Rumpfdoppeldecker mit einem Motor und einem vollständig in dem runden Rumpf liegenden Abteil für 6 Reisende, die paarweise nebeneinander sitzen. Hinter dem Abteil offener Führerstand für Führer und Orter. Doppelsteuerung. — Aerial Age Weekly, Bd. 12, 22. Nov. 1920, S. 297 (1½ Sp., 1 Skizze). Auch Flugsport, Bd. 13, 5. Jan. 1921, S. 6/7 (½ S., 1 Skizze). W. **21/2. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Der Farman-Sport-Doppeldecker mit 60 PS Le Rhône (vgl. ZFM S. 197). — Flugsport, Bd. 12, 22. Dez 1920, S. 579/580 (½ S., 1 Lichtb.). W. **21/2. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Der Fiat-R2-Doppeldecker mit 300/320-PS-Sechszyl.-Fiat-A12bis-Motor ist ein zweisitziges Kriegsflugzeug für Arbeitszwecke (vgl. ZFM S. 197). — Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 22. Dez. 1920, S. 643 (1 Lichtb. m. Zahlenangaben). W. **21/2. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Ein Vorläufer des Handley-Page-Tragflügels (vgl. 20/10. 14) ist der Flügel von G. Lachmann, der im Februar 1918 beim Reichspatentamt angemeldet, jedoch zurückgewiesen wurde, da die vom Erfinder behauptete Erhöhung des Auftriebes durch die Zwischenräume im Flügel nicht glaubhaft erschien. (Anm. d. Ber.: Ein noch älterer Vorgänger des Handley-Page-Flügels ist wohl im Flugzeug des Franzosen Caron aus dem Jahre 1909 zu erblicken, vgl. dazu z. B. Flugsport, Bd. 1, 21. Mai 1909, S. 306. Jedenfalls ist der Flügel von Handley Page nicht patentfähig!) — Flugsport, Bd. 12, 22. Dez. 1920, S. 577/579 (2 S., 3 Skizz.). W. **21/2. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Der Levavasseur-Gastambide-Zweidecker mit verstellbarer Tragfläche ist in zwei Ausführungen gebaut worden. — Illustrierte Flug-Welt, Bd. 2, 22. Dez. 1920, S. 634/635 (4 Sp., 5 Lichtb.). W. **21/2. 44.**

Flugzeugbeschreibung. Das Lincoln Standard Cruiser-Reiseflugzeug ist ein Dreistieler mit reichlicher Verspannung (»fliegendes Drahthindernis!« D. Ber.). Geschlossenes Abteil für 4 Reisende dicht hinter dem Motor, durch Auspuff heizbar. Dahinter Führersitz mit Knüppelsteuerung. Rumpf Holzdrahtboot. Flügel gleichgroß mit ausgeprägter V- und Pfeilform, doppelten, entlasteten Querrudern und Schutzbügeln unter den Flügelenden. Seitenruder entlastet. Normalfahrgestell mit vornliegendem Stoßrad. Bugkühler. Untersetzung des Motors 1 : 0,75.

Motor (achtzyl. Wright-Hispano-Suiza)	220 PS
Spannweite	12,35 m
Länge	8,0 m
Flügeltiefe	1,83 m
Seitenverhältnis	6,72
Flügelprofil	R. A. F. 6
Flügelabstand	1,88 m
Staffelung	0,13 m
Einstellwinkel	2,5°
V-Stellung	1,5°
Pfeilstellung	4°
Sicherheitszahl	6
Tragfläche	42,3 m³
Leergewicht	0,82 t
Nutzlast	0,61 t
Fluggewicht	1,43 t

— Aerial Age Weekly, Bd. 12, 29. Nov. 1920, S. 319/321 (7½ Sp., 3 Lichtb., 3 Skizz.). W. **21/2. 45.**

Flugzeugbeschreibung. Das de Pischof-Kleinflugzeug (»Avionnette«) ist ein halbstieliger (I-Stiel), verspannter Doppeldecker, vollständig aus Metall, dessen Rumpf durch einen hochkant gestellten, unverkleideten Träger aus zwei Längsgurten gebildet wird. Querruder am Oberflügel. Ruder nicht entlastet, hinten Flossen. Unterflügel dicht über dem Erdboden; Vorderholm (Stahlrohr) bildet zugleich die Radachse und trägt den Seitensteuer-Fußhebel, die I-förmigen Flügelstiele sind in der Mitte zwischen den beiden Flügeln gelenkig, so daß diese beim Abrüsten aufeinandergelegt werden können, ohne die Seile zu längen. Abrüsten und Wiederaufbau dauern rd. je 1 min. Führer sitzt auf dem Rumpfersatz-Längsträger hinter dem Motor, durch eine Blechverschalung gegen den Flugwind geschützt. Rückwärts und seitwärts ist der Führersitz ohne jede Verkleidung (kein Luftabfluß vom Rücken des Führers! Die Anordnung erscheint vom aerodynamischen Standpunkte aus mangelhaft und dürfte auch die Bequemlichkeit beim Fliegen nicht gerade erhöhen! D. Ber.). Die Radachse (s. o.) liegt weit vorn, Überschlagen ist daher kaum zu befürchten. (Das Kleinflugzeug hat in letzter Zeit seine Flugfähigkeit voll bewiesen; ein beigegebenes Lichtbild zeigt die Maschine in einer scharfen Linkskurve in etwa 30 m Höhe. D. Ber.)

Motor zweizyl. Clerget (vgl. 21/2. 62)	16 PS
Spannweite	5,20 m
Länge	3,52 m
Höhe	1,30 m
Tragfläche	7,5 m²
Höhenflosse	0,5 m²
Spornlast im Stand	23 kg
Geschwindigkeit	90—95 km/h
Steigleistung (erreicht) 1,2 km in	52 min
Gipfelhöhe	1,8—2,0 km
Benzinverbrauch	6 l/h

— A. de Pischof, L'Aéronautique, Bd. 2, 31. Okt. 1920, S. 201/203 (5½ Sp., 2 Lichtb., 7 Skizz.). W. **21/2. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Das Sperry-Amphibious-Dreidecker-Flugboot ist ein Wasserlandflugzeug für Bombenwurf aus dem Jahre 1918. — Flugsport, Bd. 12, 22. Dez. 1920, S. 581 (1 S., 2 Lichtb.). W. **21/2. 48.**

Flugzeugbeschreibung. Der Verville-Renndoppeldecker, eine Konstruktion von Verville und erbaut in der Versuchsabteilung der amerikanischen Fliegertruppen (McCook Experimental Field), ist ursprünglich als Jagdeinsitzer mit 300-PS-Wright-Hispano-Motor ausgerüstet worden. Das Flugzeug hat mit 550-PS-Packard am Gordon-Bennett- und am Pulitzer-Pokal-Rennen teilgenommen (Sieger im Pulitzer-Pokal mit 292 km/h). Es zeigt Ähnlichkeit mit dem Spad-Herbemont-Halbstieler mit beiderseits je einem nach außen schräggestellten I-Stiel und normaler Verspannung. Flügel gleichgroß mit stark nach außen abnehmender Flügeltiefe und Staffelung nach vorn. Oberflügel einteilig, trägt Fallbenzin- und Wasserbehälter. Verbindung mit Rumpf durch zwei N-Streben in Baldachinanordnung. Unterflügel zweiteilig, trägt zwei ausgeglichene Querruder. Die übrigen Ruder hinter Flossen und nicht entlastet. Kreisrunder Rumpf mit Nabenhaube aus Sperrholz. Gute Stromlinienform, sorgfältig ausgeführte Übergänge am Leitwerk und an den Unterflügelansätzen. Ober-

flügel in Augenhöhe des Führers. Knüppelsteuerung. Normales Fahrgestell mit Gummifederung. Flügelstiele aus Sperrholz. Wabenkühler unter dem Rumpf zwischen den Fahrgestellstreben. Der Betriebstoffvorrat ist in einem Fall-, zwei Neben- und einem Hauptbehälter untergebracht und beträgt insgesamt 310 l.

Motor Zwölfzyl.-Packard	550	PS
Bremsleistung bei 2000 U/min:		
bei niedriger Verdichtung	578	PS
bei hoher Verdichtung	638	PS
Spannweite (Oberflügel)	8,40	m
Spannweite (Unterflügel) mit Querruderentlastung	8,57	m
Tiefe des Oberflügels (Mitte)	1,93	m
» » » (außen)	1,07	m
Tiefe des Unterflügels (Wurzel)	1,68	m
» » » (außen)	1,07	m
Länge	7,35	m
Höhe	2,64	m
Größter Rumpfquerschnitt	1,02 × 1,28	m
Tragfläche mit Querrudern	21,3	m²
Querruder (zusammen)	3,44	m²
Höhenflosse	1,68	m²
Höhenruder	1,58	m²
Seitenruder	0,88	m²
Leergewicht	1,14	t
Betriebstoffe	245	kg
Führer	82	kg
Fallschirm	5,5	kg
Instrumente und Ausrüstung	9,0	kg
Fluggewicht	1,47	t
Flächenbelastung	69,0	kg/m²
Flugdauer bei Vollgas	1,25	h

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 1. Dez. 1920, S. 848 (2 Sp., 3 Skizz.). W. **21/2. 49.**

Flugzeugbeschreibung. Das neue Vickers »V. I. M.«-Schulflugzeug ist ein normaler dreistieliger Doppeldecker mit vierflügeliger Druckschraube und offenem Gitterrumpf (Ähnlichkeit mit dem alten Vickers-Gitterschwanz von 1914/15! D. Ber.). Gleichgroße, ungestaffelte Flügel. V-Standmotor. Ohrenkühler. Normalfahrgestell. Boot mit rechteckigem Querschnitt auf dem Unterflügel. — Flight, Bd. 12, 16. Dez. 1920, S. 1281 (1 Lichtb. mit Text). W. **21/2. 50.**

Flugzeugbeschreibung. Wasserlandflugzeuge in Frankreich. — Flugsport, Bd. 12, 22. Dez. 1920, S. 581 (1 S., 2 Lichtb.). W. **21/2. 51.**

Flugzeugbeschreibung. Das sechssitzige Westland-Verkehrsflugzeug ähnelt der Westland-Limousine (vgl. ZFM S. 292 u. 304), ist aber größer. Höhenflosse zur Trimmregelung verstellbar. Heizung des Abteils durch die Auspuffgase.

Motor Napier-»Lion«	450	PS
Spannweite (oben und unten)	16,45	m
Flügeltiefe (oben und unten)	2,22	m
Flügelabstand	2,15	m
Staffelung d. Oberfläche n. vorn	22,9	cm
Einstellwinkel	2,75°	
V-Form	2,5°	
Länge	10,5	m
Höhe	3,82	m
Tragfläche (mit Querrudern und Baldachin)	67,5	m²
Querruder je	2,5	m²
Höhenflosse	3,7	m²
Höhenruder	2,8	m²
Kielflosse	0,91	m²
Seitenruder	1,48	m²
Luftschrauben-Dmr.	2,98	m
Führer und 5 Reisende bzw. Fracht	0,55	t
Fluggewicht bei Vollast	2,54	t
Flächenbelastung	37,3	kg/m²
Leistungsbelastung	5,6	kg/PS

— Aerial Age Weekly, Bd. 12, 8. Nov. 1920, S. 248 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/2. 52.**

Flugzeugbeschreibung. Der Gastambide-Levavasseur-Zweidecker. Die Verstellung des Oberflügels erfolgt mittels eines Stellrades, das durch über Rollen laufende Kabel die Entfaltung der beweglichen Flügelteile bewirkt. — Georges Blanchet, L'Aérophile, Bd. 28, 1. bis 15. Nov. 1920, S. 321/325 (11 Sp., 8 Lichtb., 7 Skizz.). W. **21/3. 34.**

Flugzeugbeschreibung. Der Stout-»Bat-Wing«-(Fledermaus-Flügel)-Verkehrseindecker, erbaut von Stout Engineering Laboratories, Detroit, USA, besitzt freitragenden Sperrholzflügel und geschlossenes Abteil für Führer (vorn) und zwei Reisende. Die Flügeltiefe ist am Rumpf der Rumpflänge fast gleich, nimmt nach außen sehr stark ab. Die Höhenflosse, die sich gleich an den Flügel anschließt, ist auf der Unterseite ausgebaucht und seitlich abgebogen. Diese Anordnung läßt auf eine starke Druckpunktwanderung schließen. Der ganze Flügel liegt auf der Rumpfoberseite auf. Flügelbekleidung Furnier. (Flügelprofil innen anscheinend mit ausgeprägter Keilschneide. D. Ber.). Baustoff des ganzen Flugzeuges vorwiegend Sperrholz. Ruder nicht entlastet. Höhenflosse gegen Rumpfunterkante verstrebt. Normalfahrgestell. Motor vollkommen verkleidet. Benzinbehälter im Flügel. Bugkühler mit Abdeckklappen. Große Fenster aus unzerbrechlichem Glas im Rumpf; trotzdem Gesichtsfeld sehr beschränkt.

Motor Achtzyl.-Packard (neues Modell)	200	PS
Spannweite	11,0	m
Länge	6,85	m
Mittlere Flügeltiefe	3,05	m
Größter Rumpfquerschnitt	1,76 × 1,07	m
Tragfläche	33,5	m²
Höhenflosse	3,7	m²
Höhenruder	2,8	m²
Seitenruder	1,12	m²
Querruder	1,72	m²
Benzinfüllung	230	l
Leergewicht	0,825	t
Fluggewicht bei Vollast	1,52	t
Geschwindigkeit	194	km/h
Landegeschwindigkeit	75	km/h
Flächenbelastung	45,2	kg/m²
Leistungsbelastung	7,6	kg/PS

— Flight, Bd. 12, 9. Dez. 1920, S. 1252 (1 Sp., 1 Lichtb.); The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 15. Dez. 1920, S. 910 (1½ Sp., 3 Lichtb. m. Zahlenangaben); auch Flugsport, Bd. 12, 22. Dez. 1920, S. 580 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/3. 35.**

Flugzeugfestigkeit. Festigkeitsprüfungen von Flugzeugen. Während des Krieges sind die französischen Flugzeuge durch Bruchprüfungen mittels Sandbelastung nach dem Verfahren von Toussaint vom Institute Aérotechnique in Saint-Cyr auf ihre Festigkeit untersucht worden. (Die Art dieser Bruchprüfungen, die Höhe der Sandbelastung und die verschiedenen Belastungsfälle entsprechen fast ganz unseren Kriegsvorschriften! Vgl. auch Jahrbuch der DVL, Bd. 1, 1912/13. D. Ber.). Die Beanspruchungen beim Korkzieher und Abtrudeln werden durch ungleichförmige Sandlastverteilung auf beiden Flügeln dargestellt. Durch Beanspruchungsmessungen im Fluge wurde festgestellt, daß die Trägheitskräfte im Höchstfalle das 4fache des Flugzeuggewichtes betragen. Dieser Höchstfall tritt z. B. beim Abfangen nach einem Sturzfluge von 500 km/h, dem Zweifachen der Höchstgeschwindigkeit am Boden, ein. Die Bruchlast des Fahrgestelles wird bei ruhender Last und mit 25° Neigung der Flugzeuglängsachse gegen die Erde (Schwanz aufgebockt) festgestellt. Gelegentlich kann man allerdings auch Fallversuche aus 0,5 bis 1,0 m Höhe vornehmen. Wünschenswert wären Sonderversuche über Erzitterungen und Schwingungen, sowie über die Alterung von Beschlagteilen, besonders unter dem Einfluß großer Kälte. — Paul Boccacio, L'Aéronautique, Bd. 2, 31. Okt. 1920, S. 190/195 (10½ Sp., 2 Lichtb., 10 Skizz.). W. **21/2. 54.**

Funkentelegraphie. Neuerungen in der drahtlosen Telephonie. Mit dem Mikrophontransformator-Sekundärkreis ist der Sekundärkreis eines Telephontransformators in Reihe geschaltet. So kann man seine eigene Stimme hören und vermeidet die unnötige Anstrengung beim Sprechen. — Aus The Wireless World. Aeronautics, Bd. 19, 28. Okt. 1920, S. 311 (1 Sp., 1 Skizze der Schaltung). E. **21/3. 36.**

Luftschrauben. Der Flugzeugpropeller. — Schuster, Technische Rundschau (Beilage des Berliner Tageblattes), Bd. 26, 22. Dez. 1920, S. 174/176 (4 Sp., 3 Schaub., 6 Skizz.). W. **21/2. 56.**

Luftschrauben. Die Leitner-Watts-Metallschraube besteht aus einer Nabe, in die die Blätter eingeklemmt werden (vgl. ZFM 1920, S. 166). Die Steigung kann nach Belieben genau eingestellt werden. Blatt nach außen dünner werdendes Blech; zwischen der Außenhaut schottenartige Versteifung. Es können auch drei- oder vierflügelige Schrauben mit gleichem auswechselbarem Blatt und verschiedener Nabe gebaut werden. — The Aeroplane, Bd. 19, 1. Dez. 1920, S. 850 (1½ Sp., 2 Abb.), auch Flugsport, Bd. 12, 22. Dez. 1920, S. 585/586 (1¼ S., 5 Abb.). Hn. **21/3. 38.**

Luftbildwesen. Der Sichtbereich aus verschiedenen Höhen ergibt sich mit Rücksicht auf die Kugelform der Erde und die mögliche Sichtfähigkeit in guter Übereinstimmung mit der Erfahrung in km als fünffache Wurzel aus der halben Höhe in m. — Georges Brunel, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Nov. 1920, S. 337/338 (2 Sp., 1 Zahltaf.). W. **21/3. 39.**

Luftschiffe. Die Querverspannung der Starrluftschiffe wird beim Auslaufen einer Zelle seitlich beansprucht. Die Berechnung ergibt jedoch höheres als der Versuch, weil der Zellenstoff selbst einen Teil der Längskraft aufnimmt. Der Achsdraht, der das Verlagern des Knotenpunktes in Ringmitte hindert, nimmt nach Modellversuchen mit einer wassergefüllten Zelle auf 16 radialen Drähten ¼ der Gesamtlast auf, die ganze Querverspannung also, da die Drähte symmetrisch durchgebogen sind, nur die Hälfte des gesamten Gasdrucks. Den Rest trägt die Zelle, und zwar nach außen hin mehr, da zu jedem Draht ein dreieckiges Feld gehört. Aus den Durchbiegungspfeilen der Drähte folgt die Spannung eines Drahtes abhängig von seiner gesamten Last, seinem Querschnitt und seiner Dehnungszahl.

Die Dehnung der Radialdrähte ist aber wegen der Druckkräfte in den Ringstäben um 12 vH zu berichtigen, also um einen Betrag, der durch die Vorspannung ausgeglichen wird.

Außerdem wird die Ringverspannung durch den Gasauftrieb beansprucht. Die abgeleiteten Werte entsprechen aber dem Mittel der Versuche. Die Abweichungen vom Mittelwert sind nach Rechnung und Messung der Sicherheitszahl proportional. Die größte Spannung läßt sich also leicht ermitteln. — E. H. Lewitt, Aeronautics, Bd. 19, 2. Dez. 1920, S. 397/400 (7 Sp., 6 Skizzen, 2 Zahltaf.). E. **21/3. 40.**

Meßgeräte. Wendezeiger und Kippzeiger für Luftschiffe. Kreiselgeräte der Pioneergesellschaft mit regelbarem Luftdruckantrieb. Wird die Einrichtung des üblichen Wendezeigers um 90° geschwenkt eingebaut, so zeigt das Gerät Kipp(Stampf)bewegungen an. Mit beiden Geräten kann man Drehungen um die Quer- und Hochachse rascher als auf andere Weise feststellen, ihnen durch Ruderlegen entgegenwirken und dadurch Zeit und Leistung sparen. — Aeronautics, Bd. 19, 18. Nov. 1920, S. 358 (½ Sp., 1 Lichtb. des Kippzeigers auf S. 356). E. **21/3. 41.**

Meßgeräte. Scheinwerfer für Flugzeuge und ihre Bedeutung für den Nachtflug. — Georg Gehlhoff und Hans Latzko, Der Luftweg, Bd. 1920, 2. und 16. Dez., S. 1/4 und 4/8 (16½ Sp., 2 Skizzen, 6 Lichtb., 2 Schaub., 1 Zahltaf.). E. **21/3. 42.**

Meßgeräte. Aufzeichnende Geschwindigkeitsmesser für Flugzeuge. — P. Biber, Abschnitt aus: Instrumente zur Geschwindigkeits- und Volumenmessung gasförmiger und tropfbarflüssiger Körper, Zeitschrift für Feinmechanik, Bd. 28, 5. Dez. 1920, S. 178/179 (2 Sp., 1 Lichtbild des zuletzt genannten Geräts). E. **21/3. 43.**

Meßgeräte. Ein neuer Bremszaun, der die Motorleistung in Wärme umsetzt, für stark veränderliche Drehmomente und Drehzahlen, besteht aus drei (auch fünf usw.) Zahnrädern, die zusammen zwei (bzw. vier usw.) Zahnradpumpen bilden, und von denen das mittelste mit dem Motor gekuppelt ist. Die Pumpenräume sind durch drosselbare Rohrleitungen mit einem Wasserbehälter verbunden, der Kühlung ermöglicht. Das Gehäuse der drei Zahnräder ist zwischen zwei Anschlägen drehbar, durch ein verschiebbares oder veränderliches Gewicht an seinem einen Ende wird das Drehmoment aufgehoben. Schwingungen werden mit einem Kolben in Luft oder Öl gedämpft. Ungleiche Zähnezahl verhütet periodische Schwankungen. Die »mittlere Leistung« wird proportional der Drehzahl und dem Pumpdruck, der an einem Manometer abzulesen ist, gefunden, während sich die Bremsleistung aus Drehzahl, Hebelarm und Gewicht ergibt; wegen der Wirbelung ist erstere zu klein (Einzelheiten des Aufbaues, der Eichversuche usw.). — Marco Segrè, Rendiconti dell' Instituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 8, Rom, Sept. 1920 (Reihe 2a, Nr. 2), S. 151/164 (13½ S., 3 Lichtb., 3 Skizzen, 1 Schaub., 1 Zahlentaf.). E. **21/1. 65.**

Motorbau. Der 300 PS-Hispano-Suiza zeigt bei 800 und 1200 U/min kritische Drehzahlen, auch dann, wenn er durch einen Elektromotor getrieben wird. Diese rühren also nur von schlechtem Massenausgleich her. — Automotive Industries, Bd. 43, 11. Nov. 1920, S. 969 (¼ Sp., o. Abb.) Hn. **20/12. 16.**

Motorbau. Aussichten und Aufgaben des Ölmaschinenbaues. — Paul Rieppel, Abschnitt aus einem längeren Aufsatz, Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 64, 11. Dez. 1920, S. 1054/1055 (1 Sp., 1 Skizz.). W. **21/3. 45.**

Motorberechnung. Die Leistungsabnahme mit zunehmender Höhe des 300-PS-Hispano-Suiza und Liberty »12« läßt sich durch Multiplizieren der Bremsleistung am Boden mit einer Berichtigungszahl aus Versuchen berechnen (Versuche zu McCook Field, Nr. 1221). — Aeronautics, Bd. 19, 28. Okt. 1920, S. 313 (1 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/3. 46.**

Motorbeschreibung. Der 400 PS-Curtiss K. 12-Motor ist ein schnellaufender Zwölfzylinder-60° V-Motor. Die Aluminiumguß-Zylinder haben Stahllaufbuchsen. Jede Zylinderreihe stellt einen Block dar. Wasserkühlung. Wassermäntel aus Aluminium. Doppelte Magnetzündung. Druckölschmierung. Zwei Einlaß- und zwei Auslaßventile je Zylinder. Zwei Doppel-Zenithvergaser. Untersetzungsgetriebe.

Bohrung	114	mm
Hub	152	mm
Drehzahl der Kurbelwelle bei Dauerleistung (400 PS)	2500	U/min
Untersetzungsverhältnis der Luftschraube	5:3	
Spitzenleistung	420	PS
Luftschraubendrehzahl dabei	1600	U/min
Einheitsverbrauch an Benzin	250	g/PSh
» » Öl	13	g/PSh
Gewicht (leer)	326	kg
Einheitsgewicht (leer)	0,81	kg/PS

— E. H. Lémonon, L'Aérophile, Bd. 28, 1. u. 15. Okt. 1920, S. 308 (1 Sp., 1 Abb.). W. **20/12. 17.**

Motorbeschreibung. Der Fiat-neunzyl.-Sternmotor hat wassergekühlte Zylinder.

Bohrung	130 mm	
Hub	150 mm	
Verdichtungsverhältnis	5,5mm	
Leistung:		
bei 1800 U/min	300 PS	
» 2000 U/min	320 PS	
Gewicht leer	230 kg	0,77 kg/PS
Gewicht mit Kühler und Kühlwasser	285 kg	0,95 kg/PS
Einheitsverbrauch an Benzin	220 g/PSh	
Einheitsverbrauch an Öl	20 g/PSh	

— Aeronautics, Bd. 19, 19. Aug. 1920, S. 154 (½ Sp., 1 Abb.). Hn. **20/12. 18.**

Motorbeschreibung. Der 500-PS-Packard-Motor des Verville-Renndoppeldeckers vom Gordon-Bennett (vgl. 20/06. 06, S. 92; dort finden sich von dem folgenden abweichende Zahlenangaben, die unten in Klammern beigefügt werden. D. Ber.). Gegen die vorhergehenden Bauarten zeigt der Motor eine neuartige Vergasungseinrichtung (»fuelizer«). (An der Rückseite des Motors erkennt man im Lichtbild vier paarweise gelegte Ansaugrohre, die zu den Zylindern führen, Zuleitung innen, und beiderseits je ein Schwimmergehäuse mit einer Vergaservorrichtung. Elektrischer Bijur-Motor-Anlasser. Batteriezündung wie beim Liberty. Zündspulen an den rückwärtigen Enden der Nockenwellen über den Zylindern. D. Ber.)

Zylinderzahl	12	
V-Stellung der Zylinder	60°	
Bohrung	126	mm
Hub	177	mm
Zylinderinhalt	32,77	l
Dauerleistung (540 PS)	500	PS
Drehzahl	1800	PS
Gewicht (leer) (422 kg)	400	kg
Einheitsgewicht (leer) (0,78 kg/PS)	0,88	kg/PS

Einzelzylinder. Kein Getriebe. Wasserkühlung mit Umlaufpumpe. Doppelzündung System Delco. Doppelter Packard-Vergaser. 1 Ein-, 1 Auslaßventil je Zylinder. Drucköl-Schmierung. (Vgl. auch den älteren 400 PS-Packard, ZFM S. 306.) — F. H. Lémonon, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Okt. 1920, S. 308/309 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/1. 66.**

Motorbeschreibung. Der sechszyl. 160-PS-Isotta-Fraschini-Motor ist ein wassergekühlter Reihenmotor mit paarweise gegossenen Zylindern und aufgeschrumpften Stahlblechmänteln. Günstiger Verbrennungsraum in Halbkugelform. Nockenwelle über den Zylindern. Jedes Ventilpaar besitzt eine gemeinsame Feder.

Bohrung	130	mm
Hub	180	mm
Zylinderinhalt	2369	cm³
Verdichtungsraum	583	cm³
Verdichtungsverhältnis	5,1	
höchste Kolbengeschwindigkeit	12,63	m/s
mittlere Kolbengeschwindigkeit	7,80	m/s
mittlerer Kolbendruck (bei 1300 U/min)	8,57	kg/cm²
Dmr. der Ein- und Auslaßventile (zwei) je Zylinder	56,5	mm
Leistung: bei 800 U/min	105	PS
» 1000 U/min	133	PS
» 1300 U/min	177,5	PS

Der neue 300-PS-Sechszylinder, Muster V 9, besitzt getrennte Zylinder. Geänderte Ansaugleitung. Ventilsteuerung zu-



gänglicher als bei der vorhergehenden Bauart.

Bohrung	150 mm
Hub	180 mm
Leistung bei 1700 U/min	310 PS
Gewicht mit Luftschraubennabe	310 kg

— L'Aéronautique, Bd. 2, 31. Okt. 1920, S. 214 (1/2 Sp., o. Abb.). W. **21/2. 60.**

Motorbeschreibung. Der neue Dreizylinder-Cosmos-Sportmotor. — Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 18, 5. Dez. 1920, S. 9 (1/4 Sp., o. Abb.). W. **21/2. 61.**

Motorbeschreibung. Der luftgekühlte zweizyl. Clerget-Blin-Motor von 16 PS wird im de Pischof-Kleinflugzeug verwendet. Zwei gegenüberliegende Zylinder. Luftkühlung. Aluminiumkolben mit je zwei Ölabstreifringen, daher sehr geringer Ölverbrauch. Öl (2 l) im Kurbelgehäuse. Umlaufschmierung mit Druckölpumpe. Zenithvergaser. Lumière-Luftschraube (1,5 m Dmr., 0,65 m Steigung). »Um das bei Motoren mit zwei Zylindern recht mühevolle Anwerfen zu erleichtern«, hat de Pischof den Magnet drehbar eingebaut, um Zündung im Totpunkte zu erreichen, während der Motor normalerweise 18 mm Vorzündung hat. Diese Zündverstellung gibt in jeder Stellung den stärksten Zündfunken. Zugleich sind auch keine Rückschläge zu befürchten.

Bohrung	65 mm
Hub	100 mm
Leistung	16 PS
Höchste Drehzahl	2150 U/min
Drehzahl im Fluge	1800—1900 U/min
Benzinverbrauch im Fluge	6 l/h

— L'Aéronautique, Bd. 2, 31. Okt. 1920, S. 201/203 (1 1/2 Sp., o. Abb.). W. **21/2. 62.**

Motorbeschreibung. Die Goero-(Goebel)-Umlaufmotoren der Gandenbergerschen Maschinenfabrik in Darmstadt sind bis auf den überbemessenen Goe III, der sich sehr gut bewährt hat, nicht an der Front verwendet worden. Von dem kleinen 30-PS-Goe IV-Motor für Sportflugzeuge hat man noch nichts gehört. Bemerkenswert ist bei Goe II und Goe III die Ventilsteuerung. Die Auspuffventile sind von einem feststehenden Nocken aus gesteuert. Ein beweglicher Hilfsnocken läßt nur halbe Verdichtung zu und erleichtert Anlassen und Leerlauf; Einschaltung vom Führersitz aus. Zweiteiliger Kolben, unterer Teil lediglich Führung, Oberteil mit Kolbenringen und Pleuelstangenkopf. Einlaßventil im Kolbenboden, durch Gegengewicht ausgeglichen. — Erik Hildesheim, The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 15. Dez. 1920, S. 904 (1 Sp., 1 Zahltaf.). W. **21/3. 47.**

Motorverdichtung. Siddeley »Puma«-Motoren mit überverdichtenden Kolben dürfen nicht mehr für den Flugdienst verwendet, sondern müssen auf Grund von Untersuchungen durch Auswechseln der Kolben für niedrige (normale) Verdichtung umgeändert werden. — Merkblatt Nr. 15 des englischen Luftministeriums für Werkmeister, Flight, Bd. 12, 2. Dez. 1920, S. 1240 (1/4 Sp., o. Abb.). W. **21/1. 67.**

Motorzündung. Batteriezündung gegen Magnetzündung. Der gleiche Libertymotor lief mit Magnetzündung bei niedrigerer Temperatur, mit geringerem Benzin- und Ölverbrauch und größerer Drehzahl als bei Batteriezündung. Der Magnet arbeitete mit 0,5, die Batterie mit 0,3 mm Spitzenabstand. Es ist im allgemeinen richtig, daß bei Batteriezündung geringerer Abstand nötig ist, der den Funken hindert, mit einer ausreichenden Zahl Moleküle in Berührung zu kommen, um rasche Verbrennung zu verursachen. Der Abstand kann so eng gemacht werden, daß der Funke das Gemisch durcheilt, ohne zu zünden.

Versuchszahlen:

		Batterie	Magnet
Benzinverbrauch	l	160	145
Ölverbrauch	l	8,60	5,15
Spitzenabstand	mm	0,3	0,5
Vorzündung		33°	24,5°
Drehzahl	U/min	1477	1527

— A. D. T. Libby, Aeronautics, Bd. 19, 23. Sept. 1920, S. 224 (1/4 Sp., o. Abb.). Hn. **20/10. 26.**

Motorzündung. Eine ungewöhnliche Dynamobauart, das »Barlowsche Rad« zwischen zwei Magnetpolen, mit Stromzuleitung durch die Achse und Ableitung ohne Richtungswechsel durch Schleifringe am Umfange, das bisher nur für Sonderzwecke als Unipolarmaschine verwendet wird, sei mit seiner hohen Drehzahl, seinem geringen Gewicht und seiner Widerstandsfähigkeit auch in Kraftwagen und Flugzeugen vorteilhaft. — Geoffrey de Holden-Stone, Aeronautics, Bd. 19, 19. Aug. 1920, S. 150/151 (3 1/2 Sp., 2 Skizzen). E. **20/10. 27.**

Strömungslehre. Bestimmung des Reibungswiderstandes einer Platte aus der Art der Luftströmung. Die Reibung wird ausschließlich durch den mit Pitotrohren gemessenen Geschwindigkeitsverlust der Luft ermittelt. Die Druckverteilung auf die Platte wird der Bernoullischen Gleichung entsprechend angenommen, ferner, daß die Platte in durch die Reibung an der Kanalwand ungestörter Strömung ist. Zum Versuche wird eine 75×450 mm große Platte mit messerscharfen Kanten vorne und hinten benutzt. Messen der Druckverteilung durch über die Längsachse verteilte Bohrungen mit angeschlossenen Manometern: Der Druck steigt bis 60 mm von der Hinterkante entfernt geradlinig, fällt dann infolge Wirbelbildung stark ab. Bei jeder Messung eine andere, aber ähnliche Druckverteilung. Das schrittweise gemessene Geschwindigkeitsgefälle nach außen war sehr klein. Das Gesamtergebnis stimmte mit anderen Messungen gut überein. — T. E. Stanton u. D. Marshall, 631. Bericht des englischen Luftfahrtbeirates. (6 S., 3 Abb.) Hn. **20/12. 26.**

Strömungslehre. Die unterteilte Profilform. — G. Lachmann, Flugsport, Bd. 13, 5. Jan. 1921, S. 2/5 (3 S., 2 Skizz.). W. **21/3. 50.**

Strömungslehre. Merkmale des Versuchsverfahrens und Einrichtungen der aerodynamischen Anlagen in der Versuchsanstalt für Luftfahrt in Rom. Der Windkanal hat einen rd. 3 m langen zylindrischen Versuchsteil von 2 m Dmr. und doppelte geschlossene Rückleitung, ist baulich einfach und beansprucht nicht viel Raum. Ein hölzerner »Kollektor« führt von dem weiteren quadratischen Zuführungsraum in die Versuchstrommel mit Ausgleichgittern im vorderen Teil und einem aufklappbaren hinteren Teil für die Versuche. Kollektor und Zylinder sind von einem luftdichten Meßraum umgeben. Der »Diffusor« besteht aus einem 10 m langen kegeligen Teil: an dessen Ende das Gebläse mit 17 Flügeln, von 75 vH Wirkungsgrad, das mit einem Gleichstrommotor halbelastisch gekuppelt ist, und eine Überleitung zu den beiden quadratischen Rückstromkanälen. Die Windgeschwindigkeit in der Meßtrommel beträgt bis 50, ohne Ausgleichgitter fast 60 m/s; sie wird geregelt durch Widerstände in der Feldwicklung der Umformerdynamo für den Antrieb und gemessen durch Stauscheiben und Alkohol-Mikromanometer. Zwei weitere schwenkbare Stauscheiben messen die Abweichung des Windes von der Kanalachse in der Umgebung der Modelle.

Wagen: a) für den Widerstand und Auftrieb schwerer Modelle in Parallelogramm-Bauart; b) für Widerstand, Auftrieb und Druckpunktlage von Tragflügeln u. dgl. eine nach Eiffel, bei der 3 Messungen — auf den vorderen Schneiden in aufrechter und umgekehrter Lage, auf den hinteren in aufrechter Lage — nötig sind; c) zum unmittelbaren Bestimmen des Druckpunkts mit größerer Genauigkeit, mittels Einstellung in die Gleichgewichtslage für verschiedene Drehachsen; d) zum Messen der Drehmomente um die senkrechte Achse, Aufzeichnung auf einer Trommel, Gegengewicht an Schnur über Rollen, federnde Rückführung in die Ruhelage; e) zum Messen der Kräfte und Leistungen von Treibschrauben, mit Gleichstrommotor von 3 PS, Kegelrad, Wägung des Schubs und Drehmoments, Berechnung des Drehmoments aus Antriebsleistung und Getriebewirkungsgrad. — Fernando Bertozzi Olmeda, Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 8, Sept. 1920 (Reihe 2a, Nr. 2), S. 181/203 (22 S., 27 Skizzen bzw. Lichtb. von Einzelheiten der Versuchsanlage, davon 2 auf Zeichnungstafeln, 1 Zahltaf.). E. **21/3. 51.**

Strömungslehre. Die Wirkungsweise der Tragflächen läßt sich aus den Grundgleichungen, insbesondere dem für Wirbelfelder verallgemeinerten Bernoullischen Satze und dem Ausdruck für die Wirbelung, ableiten: der Druckunterschied auf den beiden Flächen eines Tragflügels, die angenäherte Proportionalität der Zirkulationsgeschwindigkeit und des Druckunterschieds mit der Dicke des Tragflügels an der betreffenden Stelle, daraus der Integralwert von Auftrieb und Rücktrieb als Komponenten einer Luftkraft durch den Schwerpunkt des Flügelquerschnitts, als erste Annäherung unter der Annahme schwach gekrümmter Profilmittellinien. Die Neigung des Tragflügels vergrößert den Auftrieb linear, den Widerstand quadratisch, seine Wölbung vermindert den Widerstand linear, um so mehr, je größer der Anstellwinkel — im Einklang mit der Versuchserfahrung. — H. Lorenz, Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 65, 1. Jan. 1921, S. 8/11 (7 1/2 Sp., 9 Zeichnungen). E. **21/3. 52.**

Wetterkunde. Die Steiggeschwindigkeit von Pilot-Ballonen wird in Bodennähe vergrößert, aber nach Messungen auf den Scilly-Inseln nicht durch aufsteigende Luftströme, sondern, wie Wenger vermutet hatte, durch die Turbulenz des Windes. — J. S. Dines, Nature, Bd. 105, 8. Juli 1920, S. 581 (1 Sp., 1 Schaub.). E. **21/3. 54.**

Wetterkunde. Angaben über die Atmosphäre, die Soreau aus mehr als 600 Aufstiegen bis 18 km Höhe abgeleitet und seiner Formel für die Beziehung zwischen Luftdruck und Höhe zugrunde gelegt hat. Vgl. 2001, ZFM 1920, S. 121. — H. M. Buckwald, Aeronautics, Bd. 19, 2. Dez. 1920, S. 395 (2 Sp., o. Abb., 4 Zahltaf. für Luftdruck, Feuchtigkeit und Windstärke, abhängig von der Höhe, sowie für die Höhen zu Luftdruck und Luftdichte). E. **21/3. 56.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

4. Heft 28. Februar 1921 12. Jahrgang

Ausschreibung.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921.

§ 1. Veranstalter, Zeit und Ort des Wettbewerbes, Geschäftsstelle.

Der Verband Deutscher Modell- und Gleitflug-Vereine E. V. und die Südwest-Gruppe E. V. des Deutschen Luftfahrer-Verbandes veranstalten vom 10. bis 25. August 1921 einen Segelflug-Wettbewerb auf den Hängen und benachbarten Höhen der Wasserkuppe in der Rhön. Eine Verlängerung des Wettbewerbs bis spätestens 31. August 1921 behalten sich die Veranstalter vor.

Die Geschäftsstelle der Veranstaltung ist in Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8, vom 7. August 1921 ab in Gersfeld (Rhön).

§ 2. Art, Name und Ehrenschutz des Wettbewerbs.

Die Veranstaltung bewertet die Ausnutzung natürlicher Windenergie beim Fluge ohne motorischen Antrieb.

Sie führt den Namen

»Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921«

und steht unter dem Ehrenschutz der

Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V. (WGL).

§ 3. Flugzeuge.

Zum Wettbewerb sind Flugzeuge ohne motorischen Antrieb zugelassen, welche aus Werkstoffen, die nicht unter § 202 der Friedensbedingungen fallen, gebaut sind. Vorrichtungen zur Ausnutzung der Muskelkraft des Führers gelten nicht als motorischer Antrieb. Jede Abflugsart vom Boden, auch solche mit fremden Hilfsmitteln ist zulässig.

Die Flugzeuge müssen am 7. August, 12 Uhr mittags, am Orte der Veranstaltung eingetroffen sein und sind am 8. und 9. August 1921 der Technischen Kommission zur Zulassungsprüfung vorzuführen.

Die Unterlagen zu dieser Prüfung sind mit der Meldung (vgl. § 5) einzureichen. Sie umfassen:

a) eine Baubeschreibung nach der bei der Geschäftsstelle erhältlichen Vorlage, in doppelter Ausfertigung;
b) einen Satz unaufgezogener und auf der Rückseite gekennzeichneter Lichtbilder, welche das Flugzeug in seinen Hauptansichten darstellen, in doppelter Ausfertigung;
c) eine Bescheinigung eines der von der WGL hierzu ermächtigenden Prüfer über den erbrachten Nachweis der Baufestigkeit;
d) eine Bescheinigung eines der von den Veranstaltern oder der WGL hierzu ermächtigenden Prüfer über den erbrachten Nachweis der Mindestleistung (freier Flug von 0,3 km Länge oder 30 s Dauer).
   Flugzeuge desselben Baumusters haben die Mindestleistung nur an einem Stück nachzuweisen.

Die Unterlagen a) und b) sollen Berichten über den Wettbewerb als Grundlage dienen. Eine teilweise oder vollständige Nichtveröffentlichung derselben ist besonders zu beantragen.

Falls Beanstandungen nicht zu erheben sind, wird die Zulassung des Flugzeugs ausgesprochen und bescheinigt. Das Flugzeug erhält ein Kennzeichen.

Beschädigungen oder Abänderungen an zugelassenen Flugzeugen sind der Technischen Kommission zu melden. Diese kann die Zulassung aufheben und eine erneute Flugzeugprüfung anordnen.

§ 4. Führer.

Die Flugzeuge dürfen nur von zugelassenen und für sie gemeldeten Führern geflogen werden.

Mehrere Führer dürfen gemeldet werden.

Die Führerzulassung erfolgt, wenn das Führerzeugnis des Verbandes Deutscher Modell- und Gleitflugvereine vorgelegt oder Flüge auf einem Flugzeug ohne motorischen Antrieb unter folgenden Bedingungen von einem von den Veranstaltern zu ermächtigenden Prüfer nachgewiesen werden:

Ein Flug von mindestens 0,3 km Länge oder 30 s Dauer
oder
mehrere Flüge von je mindestens 0,15 km Länge oder 15 s Dauer mit einem Gesamtbetrage von 0,4 km Länge oder 20 s Dauer.

Die Führerprüfung kann mit der Flugzeugprüfung auf Mindestleistung verbunden werden.

§ 5. Meldung.

Die Meldung hat bis zum 15. Juli 1921, 12 Uhr mittags, bei der Geschäftsstelle auf dem vorgeschriebenen, von dieser erhältlichen Meldevordruck durch den Eigentümer des Flugzeuges oder dessen bevollmächtigten Vertreter zu geschehen. Die erfolgte Einzahlung des Nenngeldes von M. 200 für jedes Flugzeug ist nachzuweisen.

Sämtliche am Wettbewerb beteiligten Personen müssen sich zur Anerkennung der Ausschreibung und späterer, von den Veranstaltern oder deren Beauftragten zu erlassenden Bestimmungen verpflichten. Sie haben auf etwaige Entschädigungsansprüche aller Art gegen die Veranstalter und ihre Beauftragten schriftlich zu verzichten. Für minderjährige oder unter Vormundschaft stehende Personen hat der Verzicht seitens des gesetzlichen Vertreters zu erfolgen. Der Rechtsweg ist auch für den Fall auf seiten der Veranstalter oder ihrer Beauftragten vorliegender Fahrlässigkeit ausgeschlossen.

Nachmeldungen sind bis zum 7. August 1921, 12 Uhr mittags, zulässig. Sie unterliegen außerdem einer Nachmeldegebühr von M. 200 für jedes Flugzeug.

Die Nennung der Führer sowie die Übergabe der Unterlagen zur Flugzeugprüfung und der Bescheinigungen der Führerprüfungen müssen bis spätestens 7. August 1921, 12 Uhr mittags erfolgt sein.

Die Hälfte des Nenngeldes wird nach Zulassung der Flugzeuge zurückgezahlt. Auf schriftlichen Antrag kann durch Beschluß der Veranstalter das ganze Nenngeld zurückerstattet werden. Die einbehaltenen Beträge der Nenngelder und die Nachmeldegebühren sind für Preise zur Verfügung des Preisgerichts (vgl. § 7, V) bestimmt.

§ 6. Unterkunft.

Die Veranstalter sorgen im Rahmen ihrer Hilfsmittel gegen Kostenberechnung für Unterkunft der Flugzeuge und ihrer Bedienung sowie für Verpflegung. Auf schriftlichen Antrag kann durch Beschluß der Veranstalter die Erstattung der Unterhaltskosten ganz oder teilweise erlassen werden.

§ 7. Preise.

Folgende Preise werden ausgeschrieben:

I. Großer Rhön-Segelpreis 1921. Betrag M. 30000. Der Preis wird demjenigen Bewerber zugesprochen, welcher auf einem Flug die größte Flugdauer, mindestens jedoch 5 min erzielt hat. Der Höhenunterschied zwischen Abflugs- und Landungsstelle darf 50 m nicht überschreiten.

II. Preise für die größte Gesamtflugdauer, welche mit demselben Flugzeug und demselben Führer bei verschiedenen Flügen von mindestens 15 s Dauer erzielt worden ist. Gesamtbetrag M. 10000, und zwar
1. Preis M. 5000, 2. Preis M. 3000,
3. Preis M. 2000.

III. Preise für die kleinste mittlere Fallgeschwindigkeit während ganzer Flüge von mindestens 1 min Dauer. Gesamtbetrag M. 10000, und zwar:
1. Preis M. 5000, 2. Preis M. 3000,
3. Preis M. 2000.

IV. Preise für die größte Flugstrecke. Gesamtbetrag M. 10000, und zwar:
1. Preis M. 5000, 2. Preis M. 3000,
3. Preis M. 2000.



V. Preise zur Verfügung des Preisgerichtes. Gesamtbetrag M. 25000.

Das Preisgericht ist befugt, Preise der Gruppen II bis V für kommende Veranstaltungen zurückzustellen.

§ 8. Flugprüfung.

Ort und Zeit der letzten Lösung vom Boden gelten als Abflugstelle und Flugbeginn.

Ort und Zeit der ersten Berührung mit dem Boden gelten als Landungsstelle und Flugende.

Die Flugdauer wird aus dem arithmetischen Mittel der Angaben mindestens zweier Stoppuhren bestimmt.

Als Flugstrecke gilt die Entfernung zwischen Abflug- und Landestelle im Grundriß.

Die Längsmessung geschieht teils durch Meßband, teils durch geodätische Verfahren.

Die Höhen zwischen Abflug- und Landestelle werden durch barometrische Höhenmessung ermittelt.

Die Fallgeschwindigkeit wird aus Höhenunterschied zwischen Abflug- und Landestelle und Flugdauer errechnet.

In besonderen Fällen entscheidet die Technische Kommission über das anzuwendende Meßverfahren.

§ 9. Verschiedenes.

Zusammensetzung, Pflichten und Rechte des Preisgerichtes, der Oberleitung, der Technischen Kommission, der Sportleitung und des Wirtschafts-Ausschusses, die Durchführungsbestimmungen und andere notwendige Verordnungen der Veranstalter werden in späteren Veröffentlichungen bekannt gegeben.

Die Veranstalter behalten sich das Recht vor, in Fällen höherer Gewalt Abänderungen und Ergänzungen dieser Ausschreibung zu beschließen.

Südwestgruppe E. V. des Deutschen Luftfahrer-Verbandes.
Dr. h. c. Kotzenberg.

Verband Deutscher Modell- und Gleitflug-Vereine E. V.
I. A.: Ehrhardt.

Segelflugwesen.

Vortrag gehalten im Augsburger Verein für Luftfahrt.
Von E. Rumpler.

Das Thema, das hier zu besprechen mir anvertraut wurde, ist durchaus nicht scharf umrissen. Es ist vollständig ungeklärt, und die Meinungen über das technisch Richtige gehen weit auseinander.

Die Frage des Gleit- und Segelflugzeuges ist auch nicht neu, denn seit Jahrhunderten ist es die Sehnsucht des Menschen, sich unter Zuhilfenahme von künstlichen Mitteln vom Boden abzuheben. Ich erinnere hier, abgesehen von den in der Mythologie genannten sagenhaften Personen, denen das Fliegen bereits gelungen sein soll, an den Schneider von Ulm, der sein Streben zu fliegen mit dem Leben bezahlen mußte. Er ist unzweifelhaft als einer der ersten, wenn auch erfolglosen Gleit- und Segelflieger anzusehen.

Man kann es füglich aussprechen, daß unser ganzes, heute so hochstehendes Flugwesen mit dem Gleit- und Segelflug begann. Er wurde immer und immer wieder so lange versucht, bis der leichte Motor entstand, der die Fliegerei mit einem Schlage aus dem Stadium des Tastens und Suchens zu vorher ungeahnten Erfolgen führte. Mit zunehmender Motorstärke wuchsen die Erfolge, die mit dem Flugzeug erzielt wurden, sprungweise, und es ist darum auch zu verstehen, daß die weitesten Kreise die Lösung der Flugfrage als identisch mit der Lösung der Flugmotorenfrage an sich betrachteten. Eine Folge dieser Auffassung ist es auch, daß sich sehr fähige Köpfe auf den Ausbau des Flugmotors verlegten und ihn zu so großer Vollkommenheit brachten, daß eine weitere Steigerung verneint wird. Ich teile diese Ansicht durchaus nicht.

Der Glaube, daß mit der Vervollkommnung des leichten Flugmotors die Vorbedingungen für jede Steigerung der Flugleistung verknüpft sei, hat allerdings das Gute gehabt, daß wir, namentlich in Deutschland, gute und zuverlässige Flugmotoren heranzüchteten. Die hier erwähnte Ansicht hat aber den Nachteil, daß ein großer Teil der Flugzeugkonstrukteure den Ausbau des Flugzeuges selbst in zweite Linie stellte. Auch sehr maßgebende Militärpersonen vertraten während des Krieges den Standpunkt, daß jede von ihnen geforderte Mehrleistung des Flugzeuges nur dann Aussicht auf Erfüllung habe, wenn in das Flugzeug ein entsprechend stärkerer Motor eingebaut werde. Ich habe diese Ansicht stets bekämpft, habe aber damit wenig Gegenliebe gefunden, weder bei der Heeresverwaltung noch bei den Konstrukteuren. Bei den Flugmotorenkonstrukteuren nicht, weil sie es gerne sahen, als die wichtigsten Persönlichkeiten in der Flugfrage zu gelten; und bei den Konstrukteuren der Flugzeuge nicht, weil es für sie angenehm war, die verlangte, gesteigerte Flugleistung nicht selbst durch weitgehende und schwierige Verbesserungen am Flugzeuge schaffen zu müssen, sondern sie durch den stärkeren Motor herbeiführen zu lassen.

Die Notwendigkeit, das Flugzeug selbst so zu verfeinern, daß seine Leistungsfähigkeit und, was gleichbedeutend ist, seine Wirtschaftlichkeit steigt, hat sich nunmehr aus den Nöten unserer Zeit ergeben. Wir haben rechnen gelernt und können uns als ein arm gewordenes Volk nicht mehr den Luxus der Übermotoren erlauben, die jede im Flugzeug steckende Unwirtschaftlichkeit durch ihre überlegene Stärke wieder wettmachen. Meine so oft vertretene Ansicht, daß es erste Aufgabe des Flugzeugkonstrukteurs sei, die Stirnwiderstände des Flugzeuges mit allen zu Gebote stehenden Mitteln auf ein Minimum zu bringen, ist heute Allgemeingut geworden. Wir können dadurch mit erheblich schwächeren und daher bedeutend billigeren Motoren die gleichen Flugleistungen zeitigen.

Die Verringerung des Stirnwiderstandes des Flugzeuges ist eine Aufgabe, die zu den allerschwierigsten in der Technik gehört. Am gründlichsten ist sie dann gelöst, wenn die Stirnwiderstände, die der Fortbewegung des Flugzeuges entgegenwirken, so klein werden, daß zum Fliegen überhaupt kein Motor mehr notwendig ist. Darum finde ich es durchaus richtig und dem im Hintergrund stehenden Zweck, der Schaffung von Flugzeugen mit allergeringstem Flugwiderstand, am besten entsprechend, den Flugmotor zunächst in die Ecke zu stellen und das Flugproblem im motorlosen Fluge zu durchleuchten.

Ich möchte aber damit keineswegs die Meinung aufkommen lassen, daß ich die Ansicht vertrete, daß das zukünftige Reiseflugzeug motorlos sein wird. Es wird dies ebensowenig der Fall sein, wie das Fahrrad niemals das Motorrad oder das Auto verdrängen wird. Das Fahrrad hat aber, um bei diesem Beispiel zu bleiben, durch seine ganze Entwicklung sehr befruchtend auf den Bau anderer Verkehrsmittel gewirkt. Da der Radfahrer das Rad durch seine Muskelkraft vorwärts treibt, ist er überaus empfindlich für dessen Wirtschaftlichkeit. Das Rad mit großen mechanischen inneren Widerständen wird vom Radfahrer abgelehnt, und ein Rad, das wenige Kilogramm schwerer ist, als ein gleiches der Konkurrenz, ist wegen der Mehrarbeit bei Bergauffahrten unmöglich. Weil also beim Radfahrer das Feingefühl gegen Widerstände so sehr entwickelt ist, wurde das Rad auf eine so außerordentlich hohe technische Vollkommenheit gehoben. Die mechanischen Widerstände und das Gewicht wurden auf ein Minimum gebracht.

Sehr ähnlich wird die technische Entwicklung des Gleit- und Segelflugzeuges sein. Auch bei ihm wird, da der Motor fehlt, der mit roher Kraft das Flugzeug vorwärts treibt, ein überaus feines Empfinden für kleinste Bewegungswiderstände einsetzen. Und auch hier wie beim Fahrrad wird die Züchtung eines überaus hochwertigen Apparates erfolgen, dessen Gewicht und Stirnwiderstände auf ein Minimum herabsinken werden.

Wir sehen also, daß die in äußeren Erfolgen so überaus glanzvolle Periode des Motorfliegens mit dem Gleit- und Segelflug begann und heute zu ihm wieder zurückkehrt.

Ich will nun einiges über die so oft gehörten Begriffe »Gleiten« und »Segeln« sagen.

Das Gleiten ist nicht neu. Es wurde von allen Motorfliegern unwillkürlich ausgeübt, wenn der Motor aussetzte. Es besteht darin, daß dem Flugzeug durch das Höhensteuer eine solche Neigung nach vorn und abwärts gegeben wird, daß das Flugzeug eine Geschwindigkeit erhält, die ihm unter den Tragflächen einen Druck vertikal nach aufwärts sichert, der gleich ist dem Eigengewicht des Flugzeuges. Der Gleitflug bietet also technisch nichts Besonderes. Immerhin gibt er aber bei

ruhiger Luft ein klares Bild von der inneren Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges. Je flacher der Gleitflug ist, bei je geringerer Geschwindigkeit bereits genügend Auftrieb unter den Tragflächen ist, je besser ist die Konstruktion des Flugzeuges.

Das Segeln des Flugzeuges bedeutet etwas ganz anderes. Es ist nur bei windigem Wetter möglich, genau wie das Segeln auf dem Wasser nur bei Wind ausführbar ist. Das Segeln benutzt die Ungleichartigkeit des Windes.

Schon oberflächliche Beobachtungen ergeben, daß der Wind durchaus nicht eine konstante Geschwindigkeit besitzt. Im Gegenteil, er ist starken Schwankungen unterworfen, die wir als primäre Änderungen der Windgeschwindigkeit bezeichnen können. Sie werden gewöhnlich als Bö und auf- und absteigende Luftströmung, oft auch als Luftlöcher bezeichnet. Es ist Aufgabe des Segelfliegers, jedes Anschwellen der Windstärke durch geschicktes Manövrieren, namentlich durch Vergrößern des Anstellwinkels des Flugzeuges, dadurch auszunutzen, daß das Flugzeug gehoben wird. Das hochgehobene Flugzeug besitzt dem Winde entnommene Flugarbeit, die nunmehr in ihm aufgespeichert ist. Diese Flugarbeit kann durch vorübergehenden Übergang in den Gleitflug in Vorwärtsbewegung umgesetzt werden, so lange bis eine neue Bö beginnt, die vom Segelflieger unverzüglich ausgenutzt werden muß, um neue Flughöhe zu gewinnen.

Wir sehen also, daß im Segelflug der Begriff des Gleitfluges enthalten ist. Ich bin daher bereits mit Erfolg in verschiedenen wissenschaftlichen Gesellschaften dafür eingetreten, in Zukunft von dem Gleitflug als besonderes Betätigungsgebiet abzusehen und nur den Segelflug zu pflegen. Ich wiederhole diese Anregung auch hier, von der Überzeugung ausgehend, daß damit eine Vereinfachung und Klärung geschaffen wird.

Das Vorhergesagte zeigt auch, daß der Segler, ganz im Gegensatz zu dem Motorflieger, nur befähigt ist, seine Tätigkeit auszuüben, wenn windiges Wetter ist, und wir sehen, daß die Aussicht recht lang und weit zu fliegen, um so größer ist, je böiger das Wetter ist. Das Segelflugzeug wird also niemals eine Gutwettermaschine sein, und ich möchte allen Segelflugkonstrukteuren, die es bereits sind, und solchen, die es werden wollen, zurufen, ihre Maschinen nur ja auf diese Gesichtspunkte hin durchkonstruieren zu wollen.

Ich habe vorhin von den primären Windschwankungen gesprochen. Es gibt auch die sog. sekundären. Diese sind äußerlich kaum fühlbar. Sie bestehen in feinen Schwingungen der Luft, die nur mit sehr genauen Meßinstrumenten festgestellt werden können. Ihre Schwingungszahl beträgt ungefähr 15 in der Sekunde.

Wie diese sekundären Windschwankungen dem Segelflug nutzbar zu machen sind, ist heute noch vollkommen unklar. Ich habe aber die feste Überzeugung, daß die guten Flieger unter den Vögeln diese sekundären Schwingungen bei ihren Segelflügen ausnutzen. Möglich wird es ihnen durch ihr Federkleid, das ein technisches Gebilde von hoher Vollkommenheit darstellt, wie es Menschenhand kaum zu erreichen vermag. Die Vogelfeder hat eine Festigkeit, die in bezug auf ihr Eigengewicht das Güteverhältnis von Aluminium weitaus übertrifft. Was aber noch besonders ins Gewicht fällt, ist die Elastizität der Vogelfeder. Sie endigt in ganz feinen Spitzen, die von größter Beweglichkeit sind. Nach meiner noch nicht bewiesenen, vorläufig auch nicht zu beweisenden Überzeugung, machen die Vogelfederspitzen diese sekundären Schwingungen des Windes mit und nutzen sie für den Flug aus.

Da uns dies wundervolle Material, die Vogelfeder, noch fehlt, ist beim Segeln des Menschen an eine Ausnutzung der sekundären Schwingung des Windes zunächst nicht zu denken, und wir müssen uns mit der Erfassung der gröberen, greifbaren primären Schwingungen zufrieden geben. Ich möchte die Gelegenheit, die mir die Besprechung der Vogelfeder gibt, nicht vorübergehen lassen, um all denen, die im Kopieren des guten tierischen Seglers das Heil für den Segelflug erblicken, zurufen, daß sie in erster Linie doch versuchen mögen, das Instrument, dessen sich der Vogel bedient, die Vogelfeder, nachzuahmen. Ist dies gelungen, dann erst hat es Sinn und Zweck, den Vogelflug nachzubilden. Ob es gut ist, dies zu tun, bezweifle ich, denn nach meiner Meinung muß der Ehrgeiz des Konstrukteurs nicht dahin gehen, die Vogelleistung zu erreichen, sondern sie zu übertreffen, genau wie es den Menschen bereits längst gelungen ist, die schnellsten Tiere auf dem Lande und im Wasser an Geschwindigkeit der Fortbewegung zu überbieten.

Ich möchte nun über die Zweckmäßigkeit der Konstruktionen namentlich solcher, die bei dem Rhönsegelflug-Wettbewerb eine Rolle gespielt haben, einige Worte sprechen. Ich werde mich bei diesem technischen Teil bemühen, nicht allzu fachwissenschaftlich zu werden.

Die Unklarheit in der Frage der zweckmäßigsten Konstruktion eines guten Segelflugzeuges ist außerordentlich groß.

Die Zahl der Tragdecken, die Frage, ob ein 1-, 2- oder 3-Decker zweckmäßig ist, ist nicht gelöst. Jede Form hat ihre Anhänger, die viel Wahres für die Richtigkeit der von ihnen vertretenen Ansicht ins Feld führen.

Die Form der Tragflächen, ob sie in Pfeil- oder V-Form zu wählen seien, ist ebenfalls ungeklärt. Und doch ist diese Frage für die Stabilität von großer Bedeutung.

Die Beurteilung, ob dünne und daher verspannte, oder dicke und daher verspannungslose Tragdecken vorzuziehen seien, ist sehr abweichend. In neuester Zeit neigt die Meinung der meisten Fachleute den dicken, verspannungslosen Tragflächen zu. Entschieden ist die Frage aber für Segelflugzeuge keineswegs.

Die Wahl des richtigen Baustoffes, ob Holz oder Aluminium, bereitet große Schwierigkeiten. Dasselbe gilt bezüglich der Bekleidung von Tragflächen und Rumpf, die aus Stoff, Sperrholz oder Aluminium sein kann. Es würde hier zu weit führen, die Vor- und Nachteile jeder einzelnen Bauart hervorzuheben. Auch die Anwendung von Rohren oder von Gitterträgern hat eifrige Anhänger, die sich heftig befehden. Zur Frage des Baustoffes gehört auch die Frage der Anwendung von starrem oder elastischem Material. Ich weise auf das vorher bezüglich der Vogelfeder Gesagte hin.

Viel Kopfzerbrechen verursacht dem Konstrukteur die Entscheidung darüber, ob das Segelflugzeug eines besonderen Rumpfes bedürfe oder nicht. Die einen behaupten eine einfache Stange, die Steuer- und Tragflächen miteinander verbindet, genüge; die anderen lehnen sich an das Motorflugzeug an, das fast durchwegs einen besonderen Rumpf besitzt.

Im Zusammenhang damit steht die Frage, ob der Führer des Segelflugzeuges unter den Tragdecken oder in gleicher Höhe wie die Tragdecken zweckmäßigerweise seinen Platz haben müsse. Es scheint mir aber, als ob die Mehrheit der Konstrukteure sich mehr und mehr von dem Hängen unterhalb der Tragdecke abwendet.

Die Wahl des Fahr- und Landegestelles ist eine besonders schwierige. Die einen halten die Räder für zweckentsprechend, während andere den Kufen den Vorzug geben. Im Zusammenhang mit diesen strittigen Punkten steht die Streitfrage, ob das Fahrgestell während des Segelns einzuziehen sei oder nicht, und besonders kühne weitblickende Konstrukteure verfechten sogar den Standpunkt, daß das Segelflugzeug überhaupt keines besonderen Fahrgestelles bedürfe, sondern daß die Beine des Seglers beim Starten und Landen das Fahrgestell des Segelflugzeuges zu ersetzen haben. Interessant ist diese Auffassung, die natürlich nur möglich ist, wenn das Flugzeug so leicht gebaut ist, daß es den Flugzeugführer nicht über Gebühr beansprucht.

Die Meinungen über die zweckmäßigsten Steuerflächen gehen weit auseinander. Sowohl von den Höhen- als von den Seiten- wie von den Quersteuern wird von einer zähen Gruppe von Konstrukteuren behauptet, daß sie überflüssig seien. Diese Männer vertreten die Ansicht, daß es möglich sei, jede Steuerung mit den Tragflächen selbst auszuführen. Eine andere, allerdings an Größe abnehmende Zahl von Flugzeugführern will unter Verneinung der Notwendigkeit von besonderen Steuerflächen die Steuerung des Flugzeuges dadurch herbeiführen, daß der Schwerpunkt des Apparates durch Verlegung des Körpers des Flugzeugführers relativ zum Flugzeug verändert wird.

Eine neue und sehr aussichtsreiche Gruppe vertritt die Ansicht, daß die Steuerung des Segelflugzeuges nicht durch den Führer des Flugzeuges, sondern automatisch erfolgen müsse. Die Vertreter dieser Ansicht behaupten, daß die Betätigung der Steuerflächen durch den Führer immer zu spät komme. Sie sagen nicht mit Unrecht, daß die anschwellende Bö vom Führer so spät festgestellt werde, daß deren wesentlichster und wirkungsvollster Teil bereits verstrichen sei, bis

der Führer Zeit gehabt habe, die Steuer in die der Böe entsprechende Stellung zu bringen. Daß das menschliche Gehirn eine gewisse Zeit braucht, um die Wahrnehmung einer Erscheinung in die Tat umzusetzen, ist bekannt, und je langsamer das Denken des einzelnen ist, bzw. je länger er braucht, um das Erfaßte in Steuerbewegung umzusetzen, ein desto größerer Teil der wirksamen Bö geht unbenutzt vorüber. Aus diesem Grunde sind sog. Windfühler vorgeschlagen worden, deren Bewegung dem Führer schon rein äußerlich das Auftreten zunehmender Windgeschwindigkeit anzeigt. Ich verneine die Zweckmäßigkeit des Windfühlers.

Ich möchte weitergehen und spreche es hier, meines Wissens zum ersten Male, aus, daß es notwendig ist, den Windfühler durch den Windsichter zu ersetzen. Ich will mit dieser Bezeichnung, die sich der in der Marine üblichen Ausdrucksweise anlehnt, sagen, daß der Wind gesichtet werden muß, d. h., dem menschlichen Gehirn bewußt gemacht werden muß, noch lange bevor er gefühlt wird, d. h. bevor er in den Bereich des Flugzeuges gekommen ist. Ich bin vielleicht dadurch etwas deutlicher, wenn ich sage, daß der Windfühler etwas Mechanisches in sich schließt, daß er etwas signalisiert, was bereits beim Apparat angelangt ist, während die Windsichtung etwas verkündet, das noch nicht in dem Bereich des Flugzeuges gekommen ist, sondern erst kommen wird. Und darum zeigt der von anderen empfohlene Windfühler später an, als der von mir als richtig bezeichnete Windsichter. Wie dieser zu konstruieren ist, kann ich heute noch nicht sagen. Ich habe mir darüber manche Vorstellung gemacht, deren Richtigkeit aber erst durch das Experiment zu beweisen ist, weshalb ich bitte, von einer weiteren Besprechung heute absehen zu dürfen.

Ich möchte nun nach diesen Worten allgemeiner Natur die wesentlichsten der bei dem Rhönsegelflugwettbewerb 1920 erschienenen Apparate im Lichtbilde vorführen.

Die Zusammenfassung der Flugleistungen, die im Rhönwettbewerb erzielt worden sind, ergibt, daß die größte Fluglänge, und zwar 1830 m, von Klemperer auf dem Flugzeuge der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen ausgeführt wurde. Ihm zunächst kommt an Fluglänge das Flugzeug von v. Lößl mit 770 m und an dritter Stelle steht das Flugzeug Pelzners der Städtischen Fliegerschule in Nürnberg. In der Flugzeit ist mit 142,80 und 52 s die gleiche Reihenfolge bei den gleichen Apparaten festzustellen. Dies beweist, daß die Fluggeschwindigkeit bei den genannten drei Flugzeugen ungefähr gleich ist. Der Ökonomiepreis wurde dem Flugzeug Klemperer für einen Flug von 220 m Länge, 47 m Höhenunterschied, 75 s Flugzeit, bei einem Winde von 15 bis 18 m zugesprochen. Der Ökonomiepreis bewertete den kleinsten Gleitwinkel. Er bildet die Kotangente aus größter Fluglänge, gemessen relativ zum umgebenden Luftmedium und Fallhöhe. Die Ausrechnung der Formel ergibt für Klemperer die Zahl 31. Die nächst beste Leistung nach der hier erwähnten Wertungsziffer ergibt 9,6 für den Doppeldecker Pelzners.

Ich fühle mich verpflichtet, noch einiger Segelflugzeuge zu gedenken, die wohl in der Rhön nicht geflogen, die aber ihrer Wichtigkeit wegen nicht ungenannt bleiben sollen. Es ist dies der Apparat Wenk-Peschke, der von der Badischen Luftverkehrsgesellschaft gebaut worden ist, und der einen Flug von ca. 2 min ausführte, der einer langgezogenen geschlossenen Acht glich. Die zurückgelegte Flugstrecke betrug ungefähr 2,2 km. Peschke steuerte den neuen Segler über den Hängen des Schwarzwälder Feldberges hinweg und nutzte in wundervoller Weise die Böen aus. Er hat auch, meines Wissens das erste Mal, einen Teil der Flugstrecke mit dem Winde, also nicht mit Gegenwind, ausgeführt.

Wahrscheinlich das erfolgreichste Segelflugzeug dürfte das von Hardt & Messerschmitt sein. Diese beiden Konstrukteure arbeiten an dem interessanten Problem bereits seit dem Jahre 1910. Sie begannen ihre Arbeiten bei Bamberg. Schon der Versuchsapparat des Jahres 1914 hatte eine erheblich verstärkte Vorderkante, was darum interessant ist, weil derartige Tragflächen erst in neuerer Zeit wieder besondere Beachtung gefunden haben. Die ersten freien Flüge, bei denen das Flugzeug auch bei Wind 15 m sicher gehandhabt werden konnte, wurde im Januar 1914 ausgeführt. Das Flugzeug glich damals im wesentlichen dem im Jahre 1920 gebauten. Bereits im Jahre 1914 übersiedelten Hardt & Messerschmitt in die Rhön. Mit kurzen Unterbrechungen wurden bis Oktober 1920 Flüge ausgeführt, die schließlich Ergebnisse zeitigten, die allerdings unbestätigt sind, aber jene offiziell getätigten in der Rhön überboten. Bei einem der Versuche wurde eine Flugweite von 220 m festgestellt, wobei die Maschine nur 7,7 m tiefer landete; die Flugdauer betrug 7,6 s. Die auch in der Rhön angewendete Wertungsformel ergibt 96,4. Dies ist ungefähr dreimal besser als die beste Leistung auf der Wasserkuppe. Der größte Flug soll im Jahre 1916 während der Dauer von $3\frac{1}{2}$ min ausgeführt worden sein, wobei an einer Stelle gelandet wurde, die etwa 15 m höher als der Abflugsort lag. Die verschiedenen im Laufe der Zeit gebauten Flugzeuge hatten Tragflächen von minimal 9 und maximal 20 m², wobei die Spannweite zwischen 7 und 12 m und das Gewicht des unbesetzten Apparates zwischen 40 und 56 kg schwankte. Die verschiedenen Versuche von Hardt & Messerschmitt führten auch am Ende des Jahres dahin, das Seitensteuer zu entfernen und Richtungsänderungen nur mit Hilfe der Tragfläche auszuführen; ich halte Hardt & Messerschmitt für sehr aussichtsreiche Bewerber, die berufen sind, in den folgenden Jahren im Konkurrenzkampfe recht gute Leistungen zu tätigen.

Ich will nun einige allgemeine Bemerkungen über die Veranstaltung in der Rhön im Jahre 1920 machen. Ich habe gleichmäßig bei Veranstaltern und Teilnehmern eine Begeisterung für das Segelfliegen feststellen können, wie ich sie schlechterdings in unserer heutigen, idealarmen Zeit nicht für möglich gehalten hätte. Die Unterkunftsverhältnisse, unter denen die Teilnehmer lebten, waren mehr als schlecht. Sie schliefen in Verschlägen, die menschlichen Behausungen wenig ähnlich sahen. Hier, in Decken gehüllt, verbrachten die Flieger die oft sehr rauhen Nächte. Aber auch diese wenig angenehmen Momente in der äußeren Lebensführung brachten es nicht mit sich, daß die große Begeisterung auch nur den geringsten Abbruch erlitt. Überall blieb die Hingabe zur guten Sache bis zum letzten Augenblicke unabgeschwächt, und die Flieger, denen im Jahre 1920 doch äußere Erfolge versagt blieben, verabschiedeten sich mit dem festen Willen, im Jahre 1921 mit besseren Flugzeugen den Kampf neu aufzunehmen.

Und damit komme ich zum Rhönsegelflug im Jahre 1921. Dieser soll einen erheblich größeren Umfang erhalten.

Der Veranstalter im Jahre 1920, der Verband Deutscher Modell- und Gleitflugvereine, soll durch Unterstützung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, der Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrerverbandes und namentlich durch den Verband Deutscher Flugzeugindustrieller gefördert werden. Namhafte Preise sollen von den verschiedensten Seiten zur Verfügung gestellt werden. Dadurch soll dem im Jahre 1920 mit so viel Erfolg begonnenen Segelflugwettbewerb im Jahre 1921 ein mächtiger Impuls vorwärts gegeben werden.

Es freut mich, Ihnen mitteilen zu können, daß hier in Augsburg die zweite sehr wichtige Sitzung der Veranstalter des Rhön-Segelflugwettbewerbes 1921 stattgefunden hat, in der entscheidende Beschlüsse gefaßt wurden. Man war sich darüber klar, daß der Segelflug im großen ganzen nach zwei verschiedenen Hauptrichtungen verlaufen wird. Die eine betrifft den Segelflug über Gelände von stark wechselndem Höhenunterschiede, also den Segelflug hauptsächlich im Mittelgebirge. Die andere Richtung bezieht sich auf den Segelflug am Meeresstrande, der Windströmungen ganz anderer Gattung aufweist. Man kam zur Erkenntnis, daß diese beiden Arten zu segeln sich, obwohl voneinander abweichend, doch ergänzen und daß beide Arten des Segelfluges eifrig gepflegt werden müssen. Der Segelflug über unebenes Gelände soll zunächst eifrig bearbeitet werden.

Es wird bereits in der nächsten Zeit eine lebhafte Werbetätigkeit zur Aufbringung der für den Rhönwettbewerb 1921 notwendigen Mittel einsetzen, und ich würde mich sehr freuen, wenn der Augsburger Verein für Luftfahrt und hoffentlich auch einzelne ihrer Mitglieder als solche sich durch recht namhafte Stiftungen in den Dienst der guten Sache stellen würden. Daß in Augsburg größtes Interesse vorhanden ist, ist ja schon durch die bereits erfolgte Gründung einer Abteilung für Segelflugsport bewiesen. Ich nehme als sicher an, daß auch die Augsburger Industrie, in der sich Förderer wie die Ballonfabrik Riedinger, die M. A. N., die L. A. Riedinger-Maschinen- und Bronzewarenfabrik und die Bayerischen Rumplerwerke befinden, bei der Beschaffung der notwendigen Mittel getreu ihren

bisherigen Grundsätzen für die Sache der Luftfahrt hilfreich eintreten werden.

Bewertet soll im Jahre 1921 werden derjenige, der im Einzelflug die größte Flugdauer, mindestens 5 min, erzielt hat, wobei die Höhenunterschiede zwischen Abflug- und Landungsstelle 50 m nicht überschreiten dürfen.

Sie sehen schon an diesem Preise, wie wesentlich größer die Ansprüche im Jahre 1921 sein werden. Im heurigen Jahre wurde etwas über 2 min Flugdauer erzielt, und diese Zeit soll nun auf 5 min erhöht werden. Dabei kommt in Betracht, daß, wer 5 min fliegt, auch die größte Wahrscheinlichkeit hat, 1 h fliegen zu können.

Des weiteren soll die größte Gesamtflugdauer bewertet werden, um auch Bewerber, deren Einzelflüge von kurzer Dauer sind, die aber sehr oft geflogen haben, zu bedenken.

Weiter sind Preise für die kleinste Fallgeschwindigkeit und für die größte Flugstrecke in Aussicht genommen.

Ein großer Industriepreis soll sich mit der Züchtung von Flugzeugen mit kleinstem Stirnwiderstande beschäftigen. Die Art, wie dieser ausgestattet sein soll und welches seine Bedingungen werden sollen, ist noch nicht gelöst, da sich der Beantwortung dieser Fragen besonders große Schwierigkeiten in den Weg stellen. Von der Lösung dieser Frage hängt die weitere Ausgestaltung des Segelflugzeuges ab, und ein kleiner Fehler in der Ausschreibung des Industriepreises könnte unter Umständen die Entwicklung des Segelflugzeuges in eine Richtung drängen, die nicht geradewegs zur Endform führt, sondern einen Umweg bedeutet. Die Industrie, die sich ihrer Verantwortung bewußt ist, prüft deshalb aufs eifrigste die technischen Grundlagen ihres Preises.

Ich darf, da ich seit Jahren die ausländische Literatur auf dem Gebiete des Flugzeugbaues aufs eifrigste studiere, wohl mit Recht sagen, daß das deutsche Motorflugzeug denen anderer Nationen an Güte überlegen ist. So war es während des ganzen Krieges, in dem wir an Zahl der Flugzeuge unseren Gegnern nicht gewachsen, in technischer Beziehung aber erheblich überlegen waren. Und so wird es auch, das ist meine feste Überzeugung, beim Segelflugzeug sein. Ich habe den unerschütterlichen Glauben, daß deutscher Geist, deutsches Können und deutscher Wille Ergebnisse zeitigen, die in der ganzen Welt vorbildlich wirken werden.

Der Einfluß der wissenschaftlichen Forschung auf die Konstruktion der Flugzeuge.

Von K. G. Gaule, Danzig.

Einleitung.

Die Absicht, die in dieser Studie verfolgt wird, ist, am Beispiel des Flugzeugbaues zu zeigen, wie Theorie und Praxis bei der Entwicklung eines neuen Zweiges der Technik zusammenwirken. Die Entwicklung des Flugzeugbaues ist hierfür besonders geeignet, weil sie vor unser aller Augen liegt und daher auch die Einflüsse wirtschaftlicher und psychologischer Momente noch durchweg klar erkennbar sind und weil Theorie und Praxis beide stark daran beteiligt sind.

Es kann sich im folgenden nicht darum handeln, ein möglichst vollständiges Bild aller wissenschaftlichen Forschungsergebnisse und ihrer Einwirkung auf die Berechnung oder Formgebung der Flugzeuge zu zeichnen; es ist vielmehr versucht worden, die Entwicklung des Verhältnisses von Theorie zu Praxis durch die Darstellung ihrer gegenseitigen Beeinflussung in den maßgebendsten Fragen des Flugzeugbaues klar hervortreten zu lassen.

Bevor auf das Verhalten von wissenschaftlicher Forschungs- und praktischer Gestaltungsarbeit gegenüber diesen Fragen im besondern eingegangen wird, sollen einige Betrachtungen allgemeiner Art wiedergegeben werden, die für die zeitliche Begrenzung und Gliederung des Stoffes maßgebend waren.

A. Die zeitliche Begrenzung des Stoffes.

In der Entwicklung des Flugzeugbaues, wie in der eines jeden neuen Zweiges der Technik, sind zwei große Abschnitte zu erkennen: der der Erfindung und der der allmählichen Entwicklung zum Typenbau.

Im allgemeinen ist die Erfindungsepoche durch das Fehlen wirtschaftlichen Interesses gekennzeichnet. An der Lösung des Problems arbeiten einzelne Köpfe meist wenig planvoll und behindert durch Zufälligkeiten. — Die Wissenschaft ist nicht scharf eingestellt. Ihre Lehren allgemeiner Natur werden zwar zuweilen benutzt, von einer Beeinflussung der Entwicklung durch die Wissenschaft kann aber in diesem Abschnitt nicht gesprochen werden.

Dagegen steht die Typisierungsepoche im Zeichen zunehmenden wirtschaftlichen Interesses. Die Entwicklung wird zum Produkt einer lawinenartig anwachsenden Zahl zu gemeinsamer Arbeit vereinigter Intelligenzen. Sie wird auf dem einmal eingeschlagenen Wege systematisch gefördert.

Da neue Wege nicht beschritten werden, ist die Verbesserung der Leistung rein quantitativer Natur. Sie nähert sich asymptotisch einer Grenze.

Die reine Wissenschaft wird zur angewandten. Sie spezialisiert sich und schafft damit dem Konstrukteur bessere konstruktive Grundlagen (Anschauungen, Methoden, Zahlen). Dadurch wird das Konstruieren im besonderen Fall planmäßiger, d. h. es wird sicherer und führt rascher zum Ziel.

In dem Maß, wie dann der Forschung die Einzelerfahrungen der Praxis zugänglich gemacht werden, faßt sie diese zusammen und verdichtet sie zu konstruktiven Richtlinien. Die Folge ist eine allgemeine Verfeinerung der Konstruktionsarbeit. Sie äußert sich in der schrittweisen Verbesserung der Leistungen.

Im Stadium der intensiven gegenseitigen Einwirkung von Wissenschaft und Praxis, in dem sich aus der reinen Wissenschaft ein neuer Zweig der technischen Wissenschaft herausschält, wird der Einfluß der Forschung maßgebend.

Dieser Zeitraum kann somit als das spezifisch wissenschaftliche Stadium in der Entwicklung eines neuen Zweiges der Technik bezeichnet werden.

Das wissenschaftliche Zeitalter einer Technik ist dadurch gekennzeichnet, daß das Wissen Gemeingut geworden ist. Die individuelle Eigenart des Konstrukteurs ist an seinen Erzeugnissen immer weniger zu erkennen. Die Form erstarrt schließlich in einigen wenigen Typen.

Im besonderen wurde das Flugzeug »erfunden« als die Idee des »geflügelten Menschen« durch die der »Flugmaschine«[1]) ersetzt worden war und die Entdeckung der gewölbten Tragfläche so günstige Bedingungen für die Verwirklichung der Flugmaschine (als Motorflugdrachen) gegeben hatte, daß der erste freie Flug nur noch eine Frage der Zeit war[2]).

Die Erfindungsepoche des Flugzeuges endet mit den ersten Flügen der Wrights 1903. Dann wurde die wirtschaftliche (militärische) Bedeutung des Flugzeuges erkannt.

Die systematische Entwicklung zum Typenbau begann und ist heute, durch den Krieg enorm beschleunigt, ihrem Abschluß nahe. (Z. B. unterschieden sich die Jagdflugzeuge deutscher und gegnerischer Konstrukteure bei Kriegsende nur noch unwesentlich voneinander.)

Die beispiellose Kürze der Typisierungsepoche des Flugzeuges kann zum großen Teil der Arbeit wissenschaftlicher Forscher zugeschrieben werden, die im Stadium der »angewandten« Wissenschaften stehend, sich mit größtem Eifer auf dieses Neuland stürzten. Schon bevor der wirtschaftliche Druck für sie fühlbar wurde, wandten sich einzelne Forscher diesem Gebiet zu, Lehrstühle und Laboratorien folgten. Die aerodynamischen Grundlagen des Fluges wurden theoretisch und experimentell erforscht, die besondere Dynamik und Statik des Flugzeuges ausgebaut, die Einsicht in die Physik des Motors vertieft.

[1]) Diese lag um 1876 im Zeitalter der Maschine in England, dem Land der Technik, »in der Luft«.

[2]) Die Zeit zwischen Maxim und Wright ist durch die Erforschung der Stabilitätsbedingungen ausgefüllt. Diese konnten damals nur durch Versuche gefunden werden. Lilienthals Entdeckung der gewölbten Tragfläche schuf die Grundlage für diese Versuche, indem sie den Bau kleiner Gleitflugzeuge ermöglichte.

Wenn auch manches Ausgezeichnete vor dem Krieg geleistet worden ist, haben doch die Kriegsverhältnisse eine solche Steigerung der wissenschaftlichen Tätigkeit gebracht und namentlich den Einfluß der Wissenschaften durch ihr enges Zusammenarbeiten mit den Konstrukteuren so vergrößert, daß man mit gutem Recht die Kriegsjahre als das wissenschaftliche Zeitalter der Flugtechnik bezeichnen kann. Es erscheint somit gerechtfertigt, im Verlaufe dieser Betrachtungen die Kriegsjahre besonders zu betonen.

Grundlegend Neues hat die wissenschaftliche Forschung allerdings auch nicht zu bringen vermocht. Das Flugzeug ist ein Motor-Flugdrachen geblieben.

Die erste Wrightmaschine flog sicher und gehorchte dem Steuer. Wir fliegen heute schneller und sicherer, wir überfliegen größere Strecken, steigen in größere Höhen, wir sind Luftakrobaten geworden; aber wir können so wenig wie Wright senkrecht aufsteigen, über einem Ort verweilen oder sacht landen.

Die Flugleistungen sind allerdings dank der wissenschaftlichen Forschung quantitativ so bedeutend verbessert worden, wie kein Mensch es für möglich gehalten hätte.

B. Die Gliederung des Stoffes.

Das Ziel des Konstrukteurs ist, das beste Flugzeug hervorzubringen, das unter gegebenen Umständen möglich ist. Die Umstände sind dabei sowohl dadurch gegeben, daß gewisse Größen (z. B. die Motorleistung) festliegen, wie auch dadurch, daß gewisse Mindestforderungen bedingungslos erfüllt werden müssen.

Welche Flugleistung (z. B. Geschwindigkeit, Gipfelhöhe) oder Flugeigenschaft (z. B. Stabilität, Landegeschwindigkeit) für die Bewertung im übrigen maßgebend ist, ist in der Regel nicht in das Ermessen des Konstrukteurs gestellt. Seine Aufgabe ist es vielmehr, bei gegebenen Bewertungsmaßstäben Mittel und Wege zu finden, um die dadurch betonte Leistung auf das äußerste zu steigern.

Die wissenschaftliche Forschung kann ihm dabei auf verschiedenem Wege helfen. Zunächst einmal durch ein zuverlässiges Berechnungsverfahren. Da nämlich gewisse Mindestforderungen (z. B. die Bausicherheit oder die Nutzlast) unter allen Umständen eingehalten werden müssen, hat er von einem Berechnungsverfahren von geringer Streuung einen positiven Gewinn. Er kann scharf bis an die Grenze gehen und vergrößert dadurch seine konstruktive Freiheit.

Weiterhin gibt die Wissenschaft dem Konstrukteur auch die Möglichkeit, seine konstruktive Freiheit mit dem größten Nutzen zu verwerten. Aus den Forschungsarbeiten auf den verschiedenen Teilgebieten der Flugwissenschaft gehen konstruktive Forderungen für die Durchbildung der Konstruktion im einzelnen hervor.

Die Lösung des Problems des besten Flugzeuges zeigt aber anderseits, daß die einzelnen konstruktiven Forderungen sich unter Umständen widersprechen, so daß es für den Konstrukteur notwendig ist, zu wissen, bis zu welchem Punkt er sie zweckmäßig berücksichtigt.

Die exakte Lösung des Problems des besten Flugzeuges ist allerdings praktisch nicht durchführbar, da die Zusammenhänge zu verwickelt sind[1]). Die Wissenschaft muß sich daher darauf beschränken, aus einer Näherungsrechnung, die durch die Vernachlässigung der wenigen erheblichen Abhängigkeiten möglich wird, ihre Schlüsse zu ziehen. Sie kann daher dem Konstrukteur für die Verbesserung seines Flugzeuges im ganzen auch nur Richtlinien geben.

Das Berechnungsverfahren, wie auch die Richtlinien müssen naturgemäß von Gleichungen abgeleitet werden, die sämtliche Bestimmungsgrößen des Flugzeuges miteinander verknüpfen. Die konstruktiven Forderungen[2]) dagegen beziehen sich in der Hauptsache auf die Durchbildung im einzelnen und gehen auch im wesentlichen aus Spezialforschungen hervor.

Zu Beginn des hier betrachteten Entwicklungsabschnittes waren Geschwindigkeit[1]) und Tragvermögen die maßgebenden Leistungen der Flugzeuge. Ihre Steigfähigkeit wurde nicht bewertet.

Berechnungsverfahren und Richtlinien für die konstruktive Verwertung der Forschungsergebnisse der Aerodynamik, Statik usw. konnten aus den Gleichgewichtsbedingungen für den Schwebeflug[2]) in Bodenhöhe abgeleitet werden.

Die Erfüllung der Stabilitätsbedingungen erfolgte (von vereinzelten Annahmen abgesehen) rein empirisch durch direkte Übertragung der praktischen Einzelerfahrung.

Im Verlauf des Krieges wurde dann der Luftkampf in immer größere Höhen verlegt und in immer schärferer Form geführt. Der Sieg wurde eine Frage der absoluten Überlegenheit der Flugleistung und des Vertrauens in die Zuverlässigkeit der Flugzeuge.

Das Steigvermögen wurde, begünstigt durch die vorzügliche Kontrollmöglichkeit durch den Barographen, zum ausschlaggebenden Bewertungsfaktor für die Flugzeuge. An Stelle des wagerechten Fluges in Bodenhöhe mußte der Steigflug[3]) der wissenschaftlichen Durchdringung der Konstruktion zugrundegelegt werden.

Die Notwendigkeit, bei schon bis nahe an die Grenze des Möglichen gesteigerten Leistungen, doch noch eine Verbesserung zu erzielen, zwang zu genauester Berechnung, zur Verwertung jedes Forschungsergebnisses für die Gestaltung der einzelnen Bauteile und zu feinster Abstimmung aller Teile aufeinander.

Mehr und mehr sah auch der praktische Konstrukteur ein, daß es nicht auf die vorzügliche Durchbildung einzelner Flugzeugteile ankommt, sondern daß das ganze Flugzeug als eine Einheit aufgefaßt werden muß.

Diesem Zwang und dieser Einsicht folgend, wurden allmählich auch die Einbußen an Flugleistungen, die mit der konstruktiven Berücksichtigung der Stabilitätsbedingungen unvermeidlich verknüpft sind, auf ein Minimum reduziert. Die Methode der Übertragung praktischer Erfahrungen von Fall zu Fall, bot dazu keine wirksame Handhabe und schloß auch gelegentliche verhängnisvolle Fehlgriffe nicht mit genügender Sicherheit aus. Daher mußte auch die konstruktive Erfüllung der Stabilitätsbedingungen auf eine wissenschaftliche Grundlage gestellt werden.

Praktisch hat sich ergeben, daß das Wesentliche aus den Bedingungen für die statische Längsstabilität entnommen werden kann.

Die Beeinflussung der Konstruktion durch die wissenschaftliche Forschung erfolgt nach dem oben Gesagten sowohl durch Berechnungsverfahren, als auch durch Hilfsmittel zur Verbesserung der Konstruktion im einzelnen und auch durch Richtlinien für ihre Verbesserung im ganzen, und zwar sind die konstruktiven Hilfsmittel in diesem Sinne das Ergebnis von Forschungsarbeiten auf den verschiedenen Teilgebieten der Flugwissenschaft, die Berechnungsverfahren und konstruktiven Richtlinien dagegen ergeben sich im wesentlichen aus den Gleichgewichts- und Stabilitätsbedingungen.

Damit ist die Gliederung des Stoffes in zwei Hauptkapitel gegeben.

Das erste ist nach den Flugzuständen, auf die sich die Gleichgewichtsbedingungen beziehen (Schwebeflug, Steigflug,

---

[1]) Die Wirkung, die die Berücksichtigung einer jeden wissenschaftlichen Forderung hat, ist in verwickelter, in verschiedenen Fällen nur graphisch oder tabellarisch gegebener Weise vom Grade ihrer Berücksichtigung abhängig und die Güte des Flugzeuges ist selbst wieder eine komplizierte Funktion aller dieser Einzelwirkungen.

[2]) Die Fortschritte, die in den einzelnen Forschungszweigen gemacht werden, beeinflussen aber auch die Berechnungsverfahren und Richtlinien, weil sie über die Bedeutung der bei der Lösung des Problems des besten Flugzeuges gemachten Vernachlässigungen Klarheit verschaffen und sie unter Umständen als unzulässig erkennen lassen.

[1]) Bei den geringen Flughöhen, die in Frage kamen, war damals eine zuverlässige Geschwindigkeitsmessung, durch Beobachtung vom Boden aus möglich.

[2]) d. h. Gleichgewichtsbedingungen beim wagerechten beschleunigungsfreien Flug.

[3]) Gemeint ist der Anstieg in einer ebenen Flugbahn. Wenn gelegentlich in einer Schraubenlinie aufgestiegen wird, werden kleine Krümmungsradien ängstlich vermieden, weil sie stets Verluste bringen.

gestörter Flug) weiter eingeteilt worden. Darin wird der Ausbau der Berechnungsverfahren und der konstruktiven Richtlinien verfolgt werden.

Das zweite Hauptkapitel, in dem die Entwicklung der konstruktiven Hilfsmittel dargestellt werden wird, ist nach den einzelnen Teilgebieten der Flugzeugkunde (Aerodynamik, Statik und Dynamik des Flugzeuges, Physik des Motors und Hilfswissenschaften) gegliedert worden.

I. Berechnungsverfahren und konstruktive Richtlinien.

A. Aus den Gleichgewichtsbedingungen für den Schwebeflug.

Diese Gleichungen lauten bekanntlich:

$$A = G \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

$$W = S \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

$$M_s = O \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

wobei

A der Auftrieb des ganzen Flugzeuges, also die Luftkraftkomponente ⊥ zur Flugbahn,

W den Widerstand des ganzen Flugzeuges, also die Luftkraftkomponente ‖ zur Flugbahn,

G das Gewicht des ganzen Flugzeuges, also eine Kraft ⊥ zur Flugbahn,

S den Schraubenzug des Flugzeuges, also eine Kraft ‖ zur Flugbahn,

M_s das Moment der ganzen Luftkraft um den Schwerpunkt bedeuten. Die Abhängigkeit der Luftkraft von der Fluggeschwindigkeit v, von der tragenden Fläche F und von dem spez. Gewicht der Luft γ waren durch die Gleichungen:

$$A = c_a \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \cdot F = c_a \cdot q \cdot F \quad \ldots \quad (4)$$

$$W = c_w \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \cdot F = c_w \cdot q \cdot F \quad \ldots \quad (5)$$

$$M_s = a_s \cdot c_m \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \cdot F = a_s \cdot c_m \cdot q \cdot F \quad \ldots \quad (6)$$

gegeben. Dabei bedeuten:

$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2$ den Staudruck,

a_s ein festes Längenmaß der Konstruktion,

c_a, c_w und c_m Zahlen, die von der Form und dem Anstellwinkel α des Flügels sowie von der Reynoldsschen Zahl[1]) R abhängen. Die Abhängigkeit von R ist aber im praktisch in Betracht kommenden Gebiet der R so unbedeutend, daß c_a, c_w und c_m mit großer Näherung als Funktionen des Anstellwinkels und der Flügelform allein angenommen werden können. Es ist also

$$c_a = \Phi_0 \quad (\alpha, \text{ Form}) \quad \ldots \quad (7)$$

$$c_w = \Phi_{00} \quad (\alpha, \text{ Form}) \quad \ldots \quad (8)$$

$$c_m = \Phi_{000} \quad (\alpha, \text{ Form}) \quad \ldots \quad (9)$$

Da es für die Ermittlung der Flugleistungen nur auf die gegenseitige Abhängigkeit von c_a und c_w ankommt, werden die Gleichungen (7) und (8) allgemein durch Elimination des Parameters α zusammengefaßt und in der Form der Gleichung:

$$c_a = \Phi_1 \quad (c_w, \text{ Form}) \quad \ldots \quad (10)$$

der Berechnung zugrunde gelegt. Die Versuchsanstalten legen die Ergebnisse ihrer Flügeluntersuchungen, denn auch direkt in der Form (10) als sog. Polardiagramme vor. Der Anstellwinkel α wird als gelegentlich gebrauchte Hilfsgröße beigeschrieben. In analoger Weise wird auch c_m behandelt.

$$c_m = \Phi_2 \quad (c_w, \text{ Form}) \quad \ldots \quad (11)$$

Die Abhängigkeit des Schraubenschubes S von der Fluggeschwindigkeit v und dem spez. Luftgewicht γ würde entweder vernachlässigt

$$S_{v,\gamma} = \text{const} = S_{0,\gamma_0} \quad \ldots \ldots \quad (12\,a)$$

oder durch

$$S_{v,\gamma} = \frac{\gamma}{\gamma_0}(S_{0,\gamma_0} - \sigma \cdot v^2) = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot S_{0,\gamma_0} - c_s \cdot q \cdot F_s{}^{1)} \quad (12\,b)$$

oder durch

$$S_{v,\gamma} = \frac{75 \cdot N_\gamma \cdot \eta}{v}{}^{2)} \quad \ldots \ldots \quad (12\,c)$$

angenähert.

Durch die Gleichungen (1) bis (12) ist eine Grundlage für die näherungsweise Berechnung von Flugzeugen gegeben.

Da (10) und (11) experimentell gefunden werden und in graphischer bzw. tabellarischer Form vorliegen[3]), war es das Gegebene, die Berechnung graphisch durchzuführen. Dafür sprachen noch der allgemeine Vorzug graphischer Verfahren; ihre Übersichtlichkeit und die Tatsache, daß sie sich hier besonders einfach gestalteten. Die beiden ausgeprägtesten graphischen Verfahren sollen hier kurz behandelt werden.

1. Das Polardiagramm.

Durch Elimination von q und F aus (1), (2), (4) und (5) und (5) und mit (12a) folgt:

$$\frac{G}{S_0} = \left(\frac{c_a}{c_w}\right) \quad \ldots \ldots \quad (13)$$

Abb. 1.

[1]) Die Reynoldssche Zahl R ist $= \frac{v \cdot d}{\nu}$, wobei v die Fluggeschwindigkeit, d die lineare Ausdehnung des Widerstandskörpers und ν die kinematische Zähigkeit bedeuten. Für Luft von 0° C und 760 mm ist $\nu = 0{,}133$ cm²/s. Damit wird R für eine normale Fluggeschwindigkeit $v = 40$ m/s $= 4000$ cm/s z. B. für einen Flächenstiel von der Dicke $d = 4$ cm

$$R = \frac{4000 \cdot 4}{0{,}133} = 120 \cdot 000.$$

Bei der Modellmessung ist v in der Regel dasselbe wie im Fluge, d im Maßstab des Modells auf 1/10 ÷ 1/20 verkleinert, so daß sich auch die Reynoldsschen Zahlen wie 1 : 10 bis 1 : 20 verhalten.

Die Vernachlässigung der Abhängigkeit der Luftkäfte von R erscheint daher nicht unbedenklich. Glücklicherweise ist aber einerseits die absolute Größe des reinen Widerstandes sehr gering und liegt anderseits meist schon über dem kritischen Wert von R.

Der kritische Wert von R ist durch den Übergang der laminaren in die turbulente Strömungsform gegeben.

Der naheliegende Weg, die Abhängigkeit von R dadurch auszuschalten, daß man die Modellmessungen in Wasser durchführt, für das ν, einen je nach der Temperatur, 10 bis 20fach kleineren Wert hat wie für Luft,

$$[\nu H_2O;\ 20^0 = 0{,}0100;\ \nu H_2O;\ 50^0 = 0{,}0056]$$

scheitert an den versuchstechnischen Schwierigkeiten.

G. Eiffel gibt den Rat, die Werte von C_a und C_w bei der Übertragung der Modellmeßwerte auf Flugzeuge um 10 vH zu vergrößern.

[1]) (12 b) hat E. Everling (Z. f. M. 1916 S. 127) aus Messungen von G. Eiffel (Nouvelles Recherches s. l. Rés. de l. 1914 Aix) heraus entwickelt unter der Voraussetzung, daß die Motordrehzahl konstant ist, was praktisch nicht genau zutrifft.

[2]) (12 c). Diese Näherung beruht auf der Vernachlässigung der Abhängigkeit von N und η von v, der Fehler ist im allgemeinen größer wie bei (12 b).

[3]) Aus den neueren aerodynamischen Untersuchungen scheint die Möglichkeit hervorzugehen, daß $C_a = \Phi_1$ (C_w, Form) später einmal auch in geschlossener Form einfach darstellbar sein wird. Vergl. Kap. II a.

d. h. eine durch den o-Punkt mit der Neigung $\left(\frac{G}{S}\right)$ gelegte Gerade, schneidet die Polarkurve in zwei Punkten, deren Koordinaten die Auftriebs- bzw. Widerstandsbeiwerte (c_{a1}, c_{w1} und c_{a2}, c_{w2}) der beiden möglichen Flugzustände[1]) darstellen.

Die Fluggeschwindigkeit folgt dann ohne weiteres aus (1) und (4) zu

$$v = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_{a1}} \cdot \frac{\gamma}{2g}} = \frac{1}{4}\sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_{a1}}} \quad . . . (15)$$

da

$$\left(\frac{\gamma}{2g}\right) = \text{const} \cong \frac{1}{16}$$

gesetzt wurde. Jeder Flächenbelastung $\left(\frac{G}{F}\right)$ ist somit eine Geschwindigkeit v eindeutig zugeordnet. Die Maximalgeschwindigkeit wird offenbar erreicht, wenn mit $\left(\frac{G}{F}\right)$ an die obere, konstruktiv zulässige Grenze[2]) gegangen wird.

Das Polardiagramm zeigt unter Umständen, daß die beiden Schnittpunkte der S-G-Geraden mit der Polarkurve sehr weit auseinanderliegen, daß also, ohne daß der tatsächliche Flugzustand dem instabilen bedenklich naherückt, die S-G-Gerade erheblich steiler gezogen werden kann.

In diesem Fall kann also, ohne Gefährdung der Flugsicherheit, das Verhältnis $\left(\frac{G}{S_0}\right)$ vergrößert, d. h. das Flugzeug bei unverändertem Schraubenzug S_0 ($\sim$ der Motorleistung N_0) höher belastet werden. Die höchste, im praktischen Flug allerdings nicht erreichbare Leistungsbelastung wird offenbar erzielt, wenn die Tangente an die Polarkurve gezogen wird und die c_a- und c_w-Werte des Berührungspunkts der weiteren Berechnung zugrundegelegt werden. Aus (13) geht damit hervor:

$$G_{\max} = \left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{\max} \cdot S_0 \quad . . . . . . (16)$$

oder mit Benutzung von (2)

$$\Delta G_{\max} = \left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{\max} \cdot \Delta W \quad . . . . . . (17)$$

Aus (16) folgen die beiden Richtlinien für den Konstrukteur:

1. Die maßgebende Eigenschaft eines Flügels ist die Höhe des Wertes von $\left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{\max}$.
2. Der Widerstand der nicht zum Auftrieb beitragenden Flugzeugteile ($\triangle c_a = 0$) muß möglichst verringert werden.

Aus (17) folgt, da die Werte von $\left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{\max}$ für ganze Flugzeuge sich zwischen den engen Grenzen 5 und 7 liegen, die konstruktive Regel:

Um 1 kg Widerstand zu sparen, ist eine Gewichtsvermehrung bis zu 6 kg zulässig.

Mit zunehmender Leistungsbelastung steigt allerdings der Wert von c_{a1}, die erreichbare Maximalgeschwindigkeit nimmt also nach (15) ab. Wie das Produkt $(G \cdot v)$ sich damit ändert, zu dem die Transportökonomie[3]) in einem konstanten Verhältnis steht, läßt sich aus dem Polardiagramm graphisch nicht mehr auf einfache Weise bestimmen.

Die graphische Verwendung des Polardiagramms liefert ein einfaches, wenn auch nicht sehr genaues Berechnungsverfahren und wertvolle Einsichten für die Konstruktion. Feinere Untersuchungen können damit nicht durchgeführt werden.

Seiner allmählichen Verbreitung ist es zuzuschreiben, daß die Tragwerke der Flugzeuge immer klarer aufgebaut wurden und statt mit einem Wald von Drähten und Streben mit einer nach und nach auf Null reduzierten Zahl von außenliegenden Teilen verspannt wurden. Ebenso ist die mit der Zeit immer vollendeter durchgebildete Stromlinienform der Rümpfe mit einem Minimum herausragender Teile ein Ergebnis dieser Erkenntnis.

Anderseits wurde das Interesse der Konstrukteure für die Aerodynamik geweckt, die vorhandenen aerodynamischen Flügelmessungen wurden auf gutes $\left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{\max}$ hin durchsucht und die Züchtung guter Profile, durch Weitergabe der Erfahrungen im praktischen Flugbetrieb, an die Versuchsanstalten, in die Wege geleitet.

Man kann wohl behaupten, daß die Beschäftigung mit dem Polardiagramm den größten Fortschritt in der Flugzeugkonstruktion gebracht hat.

[1]) Der Flugzustand mit den größeren Werten von C_a und C_w ist nicht stabil, wie an Hand des Berechnungsverfahrens mit der Widerstandskurve gezeigt werden wird.

[2]) Wodurch die Grenzen für die Flächenbelastung bedingt sind, wird bei der Zerlegung von Gewicht und Widerstand ausgeführt werden.

[3]) Unter Transportökonomie ist hier die Zahl der Nutzlast-Tonnen-Kilometer, die unter Aufwendung der Energie-Einheit bei Windstille geleistet werden können, zu verstehen. Das Verhältnis von Nutzlast G_N zum Gesamtgewicht G soll dabei, im Rahmen der übrigen Vernachlässigung als konstant angesehen werden. Der Energieverbrauch pro km ist proportional der Flugzeit für den km, also umgekehrt proportional der Geschwindigkeit. Somit wird die

$$\text{Transportökonomie} = \frac{G \cdot 1}{\left(\frac{1}{v}\right)} \sim G \cdot v.$$

2. Die Widerstands-Kurve.

Die durch systematische Verminderung des »schädlichen« Widerstandes[1]) erzielten großen Geschwindigkeiten stellten zunehmend die Geschwindigkeit in den Vordergrund des Interesses.

Um die an sich schon gesteigerten Leistungen noch verbessern zu können, wurden feinere Methoden notwendig, die auch die Veränderlichkeit des Schraubenzuges mit der Geschwindigkeit berücksichtigten.

Dies ist im Polardiagramm sehr unbequem.

Durch E. Everling[2]) und G. König[3]) wurden daher Berechnungsverfahren entwickelt, die von q bzw. von v als unabhängigen Veränderlichen ausgingen.

Nach Everling ergibt sich aus (4) und (5) bei vorliegendem Gewicht G und Tragfläche F für den Staudruck q_1 ein bzw. zwei bestimmte Punkte der Funktion $c_a = \Phi_1 (c_w)$

$$c_{a1} = \frac{1}{q_1} \cdot \frac{G}{F} = \Phi_1 (c_{w1}) \quad . . . . . . (18)$$

und daraus ein bestimmtes W

$$W_1 = \frac{c_{w1}}{c_{a1}} \cdot G \quad . . . . (19)$$

so daß die $(W - q)$- (oder Widerstands-) Kurve leicht aufgezeichnet werden kann.

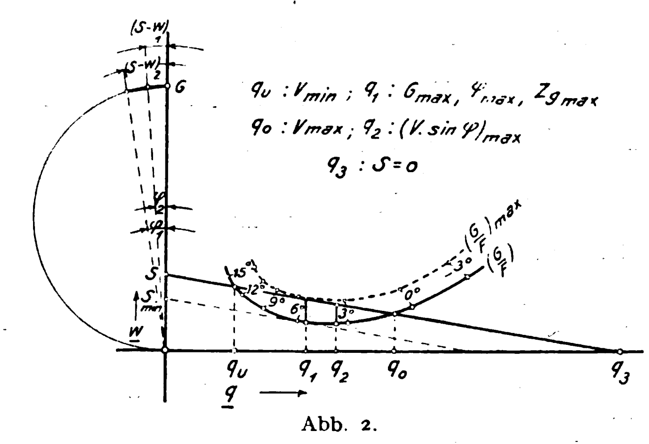


Abb. 2.

Der Schraubenzug verläuft linear nach

$$S = S_0 - q \cdot c_s \cdot F_s \quad . . . . . . (12 b)$$

da vorderhand

$$\gamma = \text{konst.} = \gamma_0$$

[1]) Darunter wird der Widerstand, der nicht zum Auftrieb beitragenden Teile verstanden.

[2]) ZFM 1917, S. 33.

[3]) ZFM 1911, S. 301.

gesetzt wird. Die Schraubenzuggerade schneidet die Widerstandskurve in zwei Punkten. Durch deren q-Werte (q_0 und q_u) die größte und die kleinste Geschwindigkeit (v_0 und v_u) gegeben sind.

Zwischen diesen beiden Punkten überwiegt der Schraubenzug den Widerstand. Daraus folgt, daß nur der größere Wert von q einem stabilen Flugzustand entspricht. Denn bei einer Unterschreitung von q_u wird die Differenz $(W - S) > 0$ und wirkt daher im Sinne einer weiteren Verkleinerung von q, das Flugzeug würde zum Stillstand kommen bzw. abstürzen.

Diese Erkenntnis war für den Konstrukteur wertvoll, da sie eine Erklärung für die zahlreichen Abstürze von Flugzeugen, die im Verhältnis zu S ($\sim N$) sehr hoch belastet waren, gab. Bei hoher Leistungsbelastung $\left(\frac{G}{N}\right)$ rücken die beiden Grenzgeschwindigkeiten einander immer näher, so daß durch die geringste Ungeschicklichkeit des Führers oder durch Nachlassen des Motors, oder bei einer Verzögerung durch Böen der instabile Flugzustand erreicht wird.

Es ergab sich somit durch diese Interpretation der praktischen Mißerfolge mit überlasteten Flugzeugen eine konstruktive obere Grenze für die Leistungsbelastung. Der hohen, damals sehr hervorgehobenen Leistungsbelastung des Dorner-Flugzeuges von 1911 $\left[\frac{G}{N} = 26 \frac{\text{kg}}{\text{PS}}\right]$ gegenüber, wird heute höchstenfalls bis $\frac{G}{N} = 12$ kg/PS gegangen.

Der Einfluß der Flächenbelastung kann im Widerstandsdiagramm (bei König Zugkraftdiagramm genannt) bequem übersehen werden, da nach (18) und (19) jedem Wert von $\left(\frac{G}{F}\right)$ eine W-q-Kurve zugeordnet ist, so daß sich aus der Variation von $\left(\frac{G}{F}\right)$ eine Kurvenschar ergibt, die aus der S-q-Geraden eine Reihe von Punktepaaren herausschneidet, deren jeweiliger Abstand nach dem oben Gesagten ebenfalls als Maß für die Flugsicherheit angesehen werden kann.

Daraus folgt, daß aus der Widerstandskurve bei gegebener Flächenbelastung die zulässige Leistungsbelastung und umgekehrt bei gegebener Leistungsbelastung die zulässige Flächenbelastung bequem entnommen werden kann.

Die Ermittlung der günstigsten Kombination beider gestaltet sich dagegen weniger einfach.

Auch die Feststellung der richtigen Steigung der Luftschraube kann mit Hilfe eines Kunstgriffes, der meines Wissens bisher nicht bekannt geworden ist, bequem geschehen.

Wie aus den Eiffelschen Propellermessungen abgeleitet werden kann, umhüllen die (S-q-)-Geraden eine Serie ähn-

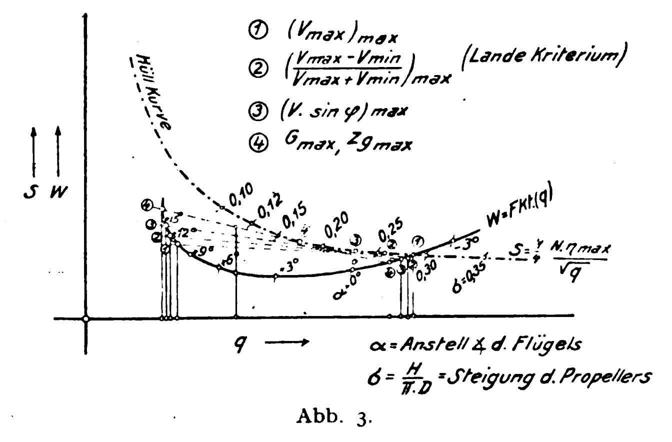


Abb. 3.

licher Propeller von gleichem maximalem Wirkungsgrad η_{max}, aber verschiedener Steigung, eine Kurve, die durch die Gleichung

$$S = \frac{1}{4} \frac{N \cdot \eta_{max}}{\sqrt{q}} \quad \ldots \ldots \quad (20)$$

gegeben ist und berühren die Hüllkurve bei den Werten von q, bei denen $\eta = \eta_{max}$ wird. Die Hüllkurve wird dann offenbar durch die Widerstandskurve in dem Punkt geschnitten, dessen q (und damit v), bei gegebenem G, F, N und η_{max}, den größten erreichbaren Wert hat. Denn alle anderen Tangenten an die Hüllkurve schneiden die (W-q)-Kurve bei kleineren Werten von q. Auf der Hüllkurve entspricht jeder Schnittpunkt aber eindeutig einer Propellersteigung.

Auch die Beschäftigung mit der Widerstandskurve hat also, außer einem zuverlässigeren Berechnungsverfahren, wertvolle Hilfsmittel für die Konstruktion geliefert, die vor allen Dingen in der Einsicht in die grundsätzliche Verknüpfung von Leistungsbelastung und Flächenbelastung zu erblicken sind, wenn auch eine allgemeine Regel dafür daraus nicht abgeleitet werden konnte.

In welchen Fällen und inwieweit diese Verfahren nutzbar geworden sind, läßt sich hier füglich nicht feststellen.

Da L. Prandtl[1]) sehr frühzeitig auf die Übereinstimmung von Höhenflug und Belastungsflug unter der Voraussetzung, daß die Motorleistung proportional zur Luftdichte abnimmt, hingewiesen hat und da sich unter dieser Voraussetzung die Gipfelhöhe eines Flugzeuges aus einer mit der Widerstandskurve fast identischen Darstellung sehr

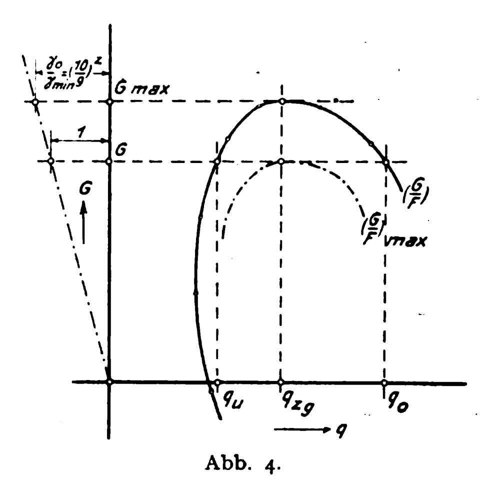


Abb. 4.

leicht bestimmt werden kann, soll die Hubkurve) hier vorgreifend noch kurz behandelt werden.

3. Die Hubkurve.

Wenn man statt von G und F von W und F ausgeht, erhält man auf dieselbe Weise, wie die (W—q)-Kurve den Auftrieb als Funktion des Staudruckes, deren Schaulinie von Everling Hubkurve tituliert worden ist.

Die Hubkurve wird von der Gewichtslinie (naturgemäß eine Parallele zur q-Achse) in zwei Punkten geschnitten.

Das größte Gewicht, das getragen werden kann, ist proportional der Ordinate der horizontalen Tangente an die Hubkurve. Da nun nach (4), (5) und (12b) A, W und S alle $\sim\gamma$ sind, nur G nicht, folgt, daß die Veränderung der Luftdichte im Auftriebsdiagramm auch durch Veränderung des Gewichtsmaßstabes geschehen kann. Die minimale Luftdichte, in der ein Flugzeug noch schweben kann, ergibt sich daher aus dem Verhältnis seines tatsächlichen Gewichtes zu dem größten Gewicht, mit dem es in Bodenhöhe eben noch schwebt.

$$\frac{\gamma_{min}}{\gamma_0} = \frac{G}{G_{max}} \quad \ldots \ldots \quad (21)$$

und da die atmosphärische Abnahme der Luftdichte (unter Berücksichtigung der Temperaturabnahme mit der Höhe) sich durch die Gleichung:

$$\frac{\gamma_z}{\gamma_0} = 0{,}9^{z\,(\text{km})} \quad \ldots \ldots \quad (22)$$

darstellen läßt, ergibt sich die Gipfelhöhe z_g nach:

$$Z_g = \frac{\log G - \log G_{max}}{\log 0{,}9} = 21{,}8 \cdot \log \frac{G_{max}}{G} \quad . \quad (23)$$

[1]) ZFM 1913, S. 266.

4. Die Leistungsgleichung.

Nachdem die Verfeinerung der Konstruktion soweit vorgeschritten war, daß die Veränderlichkeit des Schraubenzuges mit v nicht mehr unberücksichtigt gelassen werden konnte, genügte der Maximalwert von $\left(\frac{c_a}{c_w}\right)$, d. h. die Gleitzahl[1]) nicht mehr zur Bewertung der Flügelformen.

Die graphischen Verfahren sind ihrer Natur nach nur für die Verwendung im Einzelfall geeignet.

Numerische Verfahren konnten nur mit Hilfe nicht ganz unbedenklichen Vernachlässigungen praktisch durchgeführt werden. Da aber für die volle konstruktive Verwertung des inzwischen zu großer Reichhaltigkeit angewachsenen Versuchsmaterials die Kennzeichnung eines Flügels durch eine oder jedenfalls sehr wenige Zahlen von größter Wichtigkeit war, mußte die analytische Behandlung trotzdem versucht werden.

Die gegebene Grundlage dafür war die Leistungsgleichung: aus (1), (2), (4), (5) und (12c) folgt:

$$\underline{75\, N_\gamma \cdot \eta} = S \cdot v = W \cdot v = c_w \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 \cdot F \cdot v = c_w \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot F \cdot v^3$$

$$= c_w \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot F \cdot \left[\sqrt{\frac{A}{F}\,\frac{1}{c_a}\,\frac{2g}{\gamma}}\right]^3 = \underline{\frac{c_w}{c_a^{3/2}} \cdot \left(\frac{\gamma}{2g}\right)^{-\frac{1}{2}} \cdot F^{-\frac{1}{2}} \cdot G^{\frac{3}{2}}}$$

oder, da hier der Flug in Bodenhöhe behandelt werden soll und daher

$$\underline{\frac{\gamma}{2g} = \text{const} = \frac{\gamma_0}{2g} = \frac{1}{16}} \quad \text{und} \quad \underline{N_\gamma = \text{const} = N_0}$$

gesetzt werden kann

$$\underline{75^2\, N^2\, \eta^2 = \left(\frac{c_w^2}{c_a^3}\right) \cdot 16 \cdot \frac{G^3}{F}} \quad \ldots \quad (24a)$$

oder für den Konstrukteur bequemer

$$\underline{\left(\frac{G}{N}\right)^2_{max} \cdot \left(\frac{G}{F}\right) = 350 \cdot \left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \cdot \eta^2} \quad \ldots \quad (24b)$$

Die für den Konstrukteur, namentlich beim Entwurf, bequemeren Verhältnisse $\left(\frac{G}{N}\right)$ und $\left(\frac{G}{F}\right)$ waren somit in einfachster Form mit einer die Eigenschaft der Flügelform kennzeichnenden Zahl $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ verknüpft. Da diese Gleichung ebenfalls zur Berechnung der Gipfelhöhe herangezogen werden kann, ist $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ mitunter die Steigzahl eines Flügels genannt worden.

Da die Ableitung der Steigzahl den Praktikern klar verständlich war und ihre Benutzung, die rechnerische Verfolgung des Anstieges der Flugzeuge, die immer dringender auch für den Konstrukteur notwendig wurde, mit ihrer Hilfe verhältnismäßig einfach war, wurde sie bald sehr populär. Eine allgemeine Jagd nach Profilen mit großem $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ setzte ein. Zum Vergleich verschiedener Profile untereinander war die Steigzahl auch gut brauchbar.

Leider wurde sie aber auch mit allzu großem Vertrauen zur Berechnung verwendet, wo die Möglichkeit ihres Versagens wegen der bei ihrer Ableitung (in (12c) enthaltenen) Vernachlässigung vorausgesehen werden mußte. Enttäuschungen konnten nicht ausbleiben, und die Freude der Praktiker über die ihnen in hohem Maße handgerechte Kannsche[2]) Formel schlug bald in ein großes Mißtrauen in die Wissenschaft um. Wenigstens soweit ihre Ergebnisse rechnerischer Natur waren.

V. Sanden[3]) hat später versucht, zu retten, was zu retten war und hat Untersuchungen, denen er das Verhalten von N und η in Funktion von v als das einer unzertrennlichen Einheit zugrunde legte, gezeigt, daß weder $\left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{max}$ noch $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ für die Eignung eines Flügels maßgebend sind, sondern daß der richtige Wert in der Mitte etwa bei $\left(\frac{c_a^{2,5}}{c_w^2}\right)_{max}$ liegt.

Im allgemeinen ist man aber für die Berechnung bald reuig zu den alten graphischen Methoden zurückgekehrt. Sie sind von verschiedenen Seiten für den Gebrauch bequemer durchgebildet worden.

Ihre Zuverlässigkeit konnte mit der Zeit auf einen sehr hohen Stand gebracht werden, da neuere Luftschrauben- und Motorenversuche für die Abhängigkeit des Schraubenzugs von der Geschwindigkeit Versuchsergebnisse geliefert hatten und die graphische Methode eine Berücksichtigung dieser empirisch gefundenen, in Form von Schaulinien vorgelegten Funktionen, ohne Schwierigkeit möglich machte.

5. Kanns Gleichung für die Gipfelhöhe[1]).

Aus denselben Gründen, wie aus der Hubkurve auf graphischem Wege die Gipfelhöhe in einfacher Weise bestimmt werden kann, kann dies rechnerisch aus der Leistungsgleichung geschehen.

Das rechnerische Verfahren hat aber den großen Vorzug, daß für das Gesetz der Abnahme der Motorleistung mit der Luftdichte ein etwas allgemeinerer Ansatz gemacht werden kann.

Setzt man

$$\underline{\frac{N_z}{N_0} = \left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0}\right)^\nu = 0{,}9^{\nu \cdot z}} \quad \ldots \ldots \quad (25)$$

so ergibt sich aus der Ableitung der Leistungsgleichung die Gipfelhöhe

$$\underline{Z_g = \frac{21{,}8}{1 + 2\nu} \cdot \log \frac{350 \left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \cdot \eta^2}{\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right)}} \quad \ldots \quad (26)$$

Diese Gleichung hat für den Fortschritt des Flugzeugbaues unzweifelhaft eine große Bedeutung gehabt. Nicht für die Berechnung, da hat sie aus den erwähnten Gründen hauptsächlich zu Enttäuschungen geführt. (Flugzeuge mit wesentlich schlechterer Steigzahl wie andere haben z. B. allein deshalb unter im übrigen gleichen Bedingungen größere Höhen erreicht wie diese, weil die hohen $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)$ Werte sich über einen größeren Anstellwinkelbereich erstreckten, so daß es dem Führer nicht schwer fiel, den richtigen Flugzustand einzuhalten.)

Die Bedeutung dieser Gleichung lag vielmehr darin, daß sie in einer Periode, wo der Flugzeugkonstrukteur mit seinem Latein zu Ende zu sein glaubte, zwar diese pessimistische Auffassung noch bekräftigte für den Fall, daß die Entwicklung der Konstruktion auf dem eingefahrenen Wege verharrte, aber gleichzeitig in klarster Form darlegte, daß zwei Wege noch einen entscheidenden Fortschritt bringen konnten.

Davon betraf der eine nicht den Flugzeugkonstrukteur, sondern den Motorenbauer.

Wenn es gelang, Motoren zu bauen, deren Leistung, ohne erhebliche Vergrößerung ihres Einheitsgewichtes, mit der Luftdichte nicht oder nur wenig abnähme, so daß also $\nu = 0$, statt wie bei normalen Motoren $\nu = 1$ wäre, würde dadurch allein nach (26) die Gipfelhöhe auf den dreifachen Wert hinaufschnellen.

Dieser Weg wurde auch unter dem Druck der Kriegsverhältnisse mit größter Energie und sehr beachtenswertem Erfolg beschritten. Auf verschiedenen konstruktiven Wegen wurde das Ziel zwar nicht ganz erreicht, aber die Bedingung $\nu = 0$ doch bis in Höhen von 3,5 km erfüllt.

So hocherfreulich dieser Erfolg im Interesse unserer Kriegsführung war, bedeutete er doch für die Entwicklung des Flugzeugbaues, so paradox es klingen mag, einen schweren Schlag, denn die Flugzeugkonstrukteure sparten sich die Mühe weiteren Nachdenkens und begnügten sich, die neuen Motoren in kaum veränderte Flugzeuge einzubauen und die Gratulationen für die großartigen Leistungen entgegenzunehmen.

[1]) ZFM 1914, S. 197.
[2]) T. B. I. S. 231.
[3]) T. B. III. S. 330.

[1]) T. B. I. S. 231.

(Fortsetzung folgt.)

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

London-Festlandsdienst. 12.—18. Dezember 1920 einschließlich.

Reiseweg	Zahl der Flüge	Zahl der Fahrgäste	Zahl der Post- Flüge	Zahl der Güter- Flüge	Zahl der vollendeten Reisen	Durchschnittliche Flugzeit
Croydon—Paris . . .	11	17	2	8	9	2 h 35 min
Paris—Croydon . . .	8	4	4	8	1	2 » 25 »
Cricklewood—Paris .	1	6	1	—	—	— —
Paris—Cricklewood .	1	2	—	1	1	2 » 49 »
Cricklewood—Brüssel	—	—	—	—	—	— —
Brüssel—Cricklewood	2	—	2	2	—	— —
Wochensumme . .	23	29	9	19	11	

(»Flight«, 23. 12. 20.) **21/4. 4.**

Ergebnisse der Handelsluftfahrt. Vom August 1919 bis Ende November 1920 sind auf der Luftverkehrslinie London—Paris für insgesamt 60 Mill. Franken Waren befördert worden. In der Hauptsache handelt es sich dabei um Damenkleider, Hüte, künstliche Blumen, Federn, Edelsteine und Filme. (»Journal«, 3. 1. 21.) **21./6. 11.**

Paris—Straßburg—Prag (20/07. 04).

Fahrzeiten:

täglich außer Sonntag			Nur Dienstag, Donnerstag und Sonnabend
8.30 ab	↓	Paris	↑ an 3,30
12 ab	↓	Straßburg	an 12
3.30 an	↓	Prag	ab 8.20

Fahrpreise:
(für eine Person einschl. 15 kg Handgepäck).

Von	Straßburg einf.	Straßburg Hin- und Rückfahrt	Prag einf.	Prag Hin- und Rückfahrt
Paris	Fr. 500	Fr. 800	Fr. 1500	Fr. 2400
Straßburg			Fr. 1000	Fr. 1600

(»Times«, 15. 1. 21; »Le Semaphore«, 18. 1. 21.) **21/6. 23.**

Wettbewerbe.

Zur Teilnahme am „Grand Prix„ des Aero-Clubs von Frankreich haben sich bis Schluß der Nennungen am 15. 1. folgende zehn Bewerber gemeldet:

1. Nieuport (Sadi Lecointe),
2. Bréguet Typ 20 (Roget),
3. Bréguet Typ 18 (×),
4. Caudron, dreimotorig, Typ 39 (×),
5. Farman, einmotorig (Jean Bernard oder Drouin),
6. Farman-Goliath (Ferdinand d'Or oder Coupet),
7. Blériot (de Romanet),
8. Blériot (Casale),
9. Potez (Douchy),
10. De Marcay (Benoit).

(»L'Auto«, Paris, 16. 1. 21.) Hu. **21/5. 18.**

Die Wettbewerbe für 1921 wurden vom Verwaltungsrat der italienischen nationalen Vereinigung des Flugwesens wie folgt festgesetzt: Wettbewerb der Wasserflugzeuge auf dem Gardasee im Mai; Rundflug um Brescia in Verbindung mit Autopreisfahrt; Rundflug Lugo—Triest—Triest—Lugo, 10. Juni (Baracca-Preis); Wasserflug bei Venedig oder Neapel (um den Preis von Schneider) im September; Ballonwettfahrt des Aero-Clubs in Rom. (»Industrie- und Handels-Zeitung«, 19. 1. 21.) **21/5. 24.**

Der erste norwegische Flugzeugwettbewerb (21. 2. 29) findet vom 25. bis 27. Februar statt; er ist offen für alle Flugzeugfahrer, die das internationale Führerzeugnis besitzen. 5 verschiedene Wettbewerbe sind vorgesehen, jedoch sind die Preise so unbedeutend, daß fremdstaatliche Piloten sich kaum beteiligen dürften. (l'Auto«, Paris, 26. 1. 21.) Hu. **21/6. 31.**

Deutschland.

Die Luftpost Berlin—Dresden wird ab 1. Februar 1921 von der Deutschen Luft-Reederei eröffnet werden.

Fahrplan.

3.00 ↓	ab Berlin	an ↑	9.45
4.30 ↓	an Dresden	ab	8.15

Anschluß an die Luftpost Berlin—Dortmund ist gewährleistet. **21/4. 2.**

England.

Der 450 PS-Flugmotor von Napier & Son, Ltd., hat ungewöhnlich gute Erfolge erzielt. Bei einem Versuch wurden, nachdem der Motor bereits 50 Std. ununterbrochen gelaufen war, noch eine Stunde lang 2300 U/min erreicht. Unmittelbar daran anschließend entwickelte der Motor noch 4 h lang 2225 U/min; seine Leistungsfähigkeit stieg damit über die Konstruktions-PS-Zahl von 450 auf 532 PS. Nach Beendigung der Versuche war der Motor noch voll gebrauchsfähig. (»Times«, 30. 12. 20.) **21/4. 5.**

Eine Statistik des Kontinent-Luftverkehrs veröffentlicht das englische Luftministerium. Wir entnehmen ihr folgende Zahlen:

Von August 1919 bis Ende 1920 starteten bzw. landeten insgesamt 4153 Flugzeuge (2131 Starte, 2022 Landungen). Bezüglich der Nationalität der Flugzeuge setzt sich diese Summe wie folgt zusammen:

englische Flugzeuge	3321	Starte bzw. Landungen
französische »	721	» » »
belgische »	104	» » »
sonstige »	7	» » »
Summe:	4153	Starte bzw. Landungen.

Über den Verkehr in den letzten drei Monaten, während welcher Zeit insgesamt 1363 Fahrgäste befördert wurden, gibt nachstehende Tabelle Aufschluß:

Staatsangehörigkeit der Maschinen	Croydon und Lympne Starte	Croydon und Lympne Landungen	Cricklewood Starte	Cricklewood Landungen	zusammen Starte	zusammen Landungen
britisch	176	181	110	103	286	284
französisch	89	91	—	—	89	91
belgisch	8	9	21	21	29	30
holländisch	2	1	—	—	2	1
Summe	275	282	131	124	406	406

(»Times«, 18. 1. 21.) **21/5. 7.**

Ablehnung der Luftpolizei. Im englischen Luftministerium wird erklärt, daß die Einführung einer besonderen Luftpolizei wenig wahrscheinlich sei. Man ist der Ansicht, daß Zollbehörden und Polizeiorgane allen Erfordernissen gerecht werden. »L'Auto«, Paris, 22. 1. 21.) Hu. **21/5. 8.**

Luftkarten behandelte ein vor der Kgl. Britischen geographischen Gesellschaft von Oberstleutnant E. F. D. Lees gehaltener Vortrag Er führte aus, daß die Luftkarten nicht sehr viele Einzelheiten enthalten sollten; Eisenbahnen, Wege, Flüsse usw. dürften nur insoweit aufgenommen werden, als es der Maßstab der Karte zuließe. Die weitere Orientierung würde dem Flieger dann durch Lokalkarten leicht möglich sein.

Es wurde vorgeschlagen, in den Karten auf mattgrünem oder mattgelbem Grund folgende Bezeichnungsarten einzuführen:

Luftfahrtanlagen	schwarz
Gewässer	blau
alle künstlichen Strukturen (mit Ausnahme derjenigen, die zu den Luftfahrtanlagen gehören oder künstlicher Wasserstraßen)	rot
Straßen	dunkelgelb od. braun
Wälder	grün.

(»Times«, 18. 1. 21.) **21/5. 13.**

Berichtigung der Flugplatzliste. Im Verzeichnis über Flugplätze, Landungsplätze und Flugbootstationen sind folgende Berichtigungen vorzunehmen. Unter C (b) ist hinzugefügt:

Flugplatz oder Flugbootstation			Nächste Eisenbahnstation	Nächste Stadt	
Name	Breite und Länge	Höhe über dem Meer		Name, Entfernung von der Flugstation in Meilen (Fahrweg)	Rechtweisende Peilung von der Flugstation
Caversham Blagraves Farm	51° 28' 2' N 1° 00' W	260 Fuß	Reading 2 Meilen	Reading 2	SO

Unter B (b) ist gestrichen: Killingholme.

Unter C (b) ist gestrichen: Botcherby, Carlisle; Bramhall; Herne Bay; St. Annes-on-Sea; Tauton, Musgrove-Farm; Exeter March Barton; Pinhoe, Exeter; Sheringham. »Dänische Nachrichten für Luftfahrer«, Nr. 24.) **21/5. 9.**

Frankreich.

Neubesetzung des französischen Luftamtes. An Stelle des Unterstaatssekretärs Flandin, der infolge Rücktritts des gesamten Kabinetts ebenfalls sein Portefeuille zur Verfügung gestellt hatte, trat Laurent Eynar, der als Kabinettchefs die Herren Bairet (Zivilabteilung) und Kommandant Casse (Militärabteilung) ernannte.

Ersterer hatte bereits unter dem Unterstaatssekretär des Luftamtes, René Besnard, im Jahre 1916 diese Stelle inne, ist also im Luftamt kein Fremder, Kommandant Casse war bereits unter Flandin in seiner jetzigen Stelle. (l'Auto«, Paris, 20. 1. 21). Hu. **21/4. 11**

Lehrgänge für Bewerber um das Luftfahrerpatent — das staatlich vorgeschrieben — sind vom französischen Luftdienst eingerichtet worden. Die Kurse, die 3—5 Monate dauern, sind unentgeltlich. (»Le Temps«, 14. 12. 20.) **21/4. 18.**

Ein Luftpostverkehr Aleppo—Alexandrette ist vom Kommandeur der Levante-Armee, General Gouraud, eingerichtet worden, weil die beide Orte verbindende Eisenbahn erstens einen sehr großen Umweg nach Norden macht und zweitens zurzeit unbenutzbar ist, da Tunnels und Brücken auf dieser Strecke in bejammernswertem Zustand sind. Man suchte sich im Anfang damit zu behelfen, die Posttransporte per Wagen unter schwerer Bedeckung an ihren Bestimmungsort zu bringen, wovon man im Hinblick auf zahlreiche räuberische Überfälle jedoch sehr bald absah.

Die 120 km lange Strecke wird in einer Stunde durchflogen. Abflug auf dem Flugfelde Muslimie, 15 km nördlich Aleppo, Landung in ca. 800 m Entfernung von Alexandrette. Seit 25. 11. wöchentlich dreimal regelmäßige Beförderung von Zivil- und Militärpost. Besondere Flugpostmarken mit dem Aufdruck »Poste par avions« sind bereits im Verkehr.

Einrichtung eines ähnlichen Luftdienstes Hama—Lattauieh ist vorgesehen. (L'Auto«, Paris, 21. 1. 21.) Hu. **21/6. 22.**

Japan.

Luftverkehr in Japan. Das japanische Flugwesen hat nur langsame Fortschritte gemacht. Das Interesse des Publikums für die Fliegerei wurde zunächst durch die Nachrichten vom Kriegsschauplatze geweckt, späterhin durch Flugvorführungen eines Amerikaners. Den größten Einfluß auf das japanische Flugwesen hatte die französische Fliegermission, die im Jahre 1919 unter Führung von Oberst Faure mit 21 Offizieren und 35 Mann in Japan eintraf. Die japanische Regierung schritt allmählich dazu, die Zahl der Flugplätze und Fliegerformationen bedeutend zu vermehren und selbst größere Unternehmungen zu beginnen. So wurde ein Etappenflug Tokio—Soeul (1550 km) auf drei Nieuport-Doppeldeckern von Militärfliegern glücklich durchgeführt, ferner ein Etappenflug Oppama—Kure—Sasebo—Oppama durch Marineflieger. Eingerichtet wurde ferner eine Polizei-Flugabteilung durch das Generalgouvernement von Formosa zur Bekämpfung und Kontrolle der noch nicht unterworfenen Wilden. Heer und Marine benutzen alle bekannten Flugzeugtypen. Neuerdings baut Japan auch eigene Typen, die sich jedoch von den bekannten nicht wesentlich unterscheiden, da Japan nicht über genügende Erfahrungen in Flugzeugbau und -konstruktion verfügt. Zur praktischen Ausbildung wurden während des Krieges Ingenieure und Arbeiter aus dem Arsenal nach Italien verschickt, und Mitte Mai vorigen Jahres gingen 50 Marine-Ingenieure und Mechaniker zum Studium des Wasserflugzeuges nach Frankreich. Amerikaner, Franzosen, Italiener haben vergeblich versucht, in Japan festen Fuß zu fassen bzw. eigene Flugzeugbaufirmen zu gründen. Der italienische Flug Rom—Tokio hat in Japan stark enttäuscht. (»Nach Flugsport«, 19. 1. 21.) Hu. **21/5. 26.**

Holland.

Der Luftdienst der „Koninklijke Luchtvaart-Maatschappij“ sieht ab 1. 4. 1921 regelmäßige Verbindungen von Amsterdam und Rotterdam nach Brüssel, Paris, London, Bremen, Hamburg, Kopenhagen, Malmö vor. Befördert werden Fahrgäste und Gepäck. Jeder Fahrgast hat 30 Pfund (engl.) Freigepäck. Die Personenfahrpreise sollen betragen:

Amsterdam (Rotterdam)			
—Brüssel	50 fl.	einfach, 75 fl.	Rückfahrt
—Paris	125 fl.	» 200 fl.	»
—London	125 fl.	» 200 fl.	»

Der Gütertarif beträgt pro Pfund (engl.):

nach Brüssel 1 sh. 2 d.,
» Paris 1 sh. 8 d.,
» London 1 sh. 7 d.

Die Zeitersparnis wird durch folgende Gegenüberstellung veranschaulicht:

	Eisenbahn h	Luft h
Amsterdam — London	14 (Dampfer)	$3^1/_4$
Rotterdam — London	12 ,,	3
Amsterdam — Brüssel	6	$1^1/_4$
Rotterdam — Brüssel	$4^1/_2$	1
Amsterdam — Paris	12	$4^1/_2$
Rotterdam — Paris	$10^1/_2$	$4^1/_4$
Amsterdam — Bremen	10	$2^3/_4$
Amsterdam — Hamburg	14	$3^1/_2$
Amsterdam — Kopenhagen	$28^1/_2$	$6^1/_2$
Amsterdam — Malmö	31	$7^1/_2$

(»Times«, 25. 1. 21.) **21/6. 29.**

Schweden.

Über die Pläne der schwedischen Luftverkehrsgesellschaft bringt Svensk Motortidning nähere Mitteilungen.

Es soll eine internationale Verkehrslinie Stockholm—Göteborg—London und Stockholm—Berlin (mit Anschluß nach dem Bodensee) eingerichtet werden. Der Bau einer Luftschiffhalle bei Stockholm, die 2 Mill. Kr. kosten soll, ist geplant. Ein Luftschiff vom Typ der Bodensee soll für ca. 1 Mill. Kr. beschafft werden. Der Fahrpreis Stockholm—Berlin soll 350 Kr. betragen. Er ist berechnet unter der Voraussetzung der Mitnahme von rd. 17 Passagieren und 1000 kg Post und Gepäck.

Außerdem plant die schwedische Gesellschaft tägliche Verbindungen nach Göteborg, Malmö, Trelleborg, Sundsvall, Karlstadt, ev. auch nach Kristiana. (»Automobil-Rundschau«, Dez. 1920.) **21/5. 21.**

Ungarn.

Stand der Flugzeugindustrie und des Flugwesens. Es gibt noch drei Flugplätze:

1. in Aszód bei Budapest,
2. in Szeged,
3. bei Szombathely (Steinamanger).

Von diesen werden benutzt zurzeit der Flugplatz von Budapest und Szombathely.

Das ganze Flugzeugmaterial sowie die Flughäfen sind Eigentum der Ungarischen Flugverkehrs-A.-G. Budapest, Magyar Aeroforgalmi r. t., Zitakirályné-ut 2.

Angeblich sind noch 30 Flugzeuge vorhanden, für welche je ein Pilot angestellt ist. Unter den Piloten befinden sich 3 Reichsdeutsche. Dieselben beziehen ein Monatsgehalt von K 2500. Geflogen wird bei Flugwetter die Strecke Szombathely—(Steinamanger) Budapest und zurück mit je einem Flugzeug. Die Flugzeuge sind eingerichtet zum Post- und Personenverkehr. Preistarif für eine Postkarte K 8, für einen Brief K 12 und für Pakete bis 240 g K 21. Tarif für eine Person K 9000.

Die Flugzeugfabrik in Aszód bei Budapest ist jetzt auf Möbelfabrikation umgestellt. Sie soll aber noch je nach Bedarf neue Flugzeuge (etwa eins in 2 bis 3 Monaten) herstellen können. Es werden keine neuen Flugzeuge eingestellt.

Referent über Einkauf: Major Petroci, Hauptmann Poppe. (»Spezialbericht.«) **ND 1.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Ein neuer Fallschirm ist von Walter T. Varney in Redwood City Field (Kalifornien) erfunden. Absprünge aus 1,5 und 3 km gelangen glatt. Öffnen nach rd. 10 m. Der Schirm aus leichter, aber widerstandsfähiger Seide wird auf dem Rücken getragen und sichert von 30 m Höhe ab jeden Sturz. Gewicht 2,27 kg, Sinkgeschwindigkeit 8,1 km/h (2,2 m/s). — L'Aérophile, Bd. 28, 1. bis 15. Nov. 1920, S. XIII (Ausschnitt). W. **21/4. 22.**

Fallschirme. Die Geschwindigkeit von Fallschirmen ist bisher rechnerisch nur wenig untersucht worden. Die einfache Formel von Banet-Rivet, bei der sich die Geschwindigkeit als Wurzel aus Flächenbelastung mal Kehrwert aus Widerstandsbeiwert und Luftdichte ergibt, ist nur für ebene Flächen oder Kugelhauben zulässig und reichlich ungenau. Eine verwickeltere Formel (außerdem unrichtig wiedergegeben! D. Ber.) für die Fallzeit liefert ebenfalls zu große Werte. Nach der Erfahrungsformel von Didion ist das Gewicht gleich der Fallschirmfläche multipliziert mit der Summe aus 0,07 und dem 0,163fachen Quadrate der Geschwindigkeit. Eine andere Annäherungsregel: Die Fläche in m², die notwendig ist, um eine höchste Sinkgeschwindigkeit von 2 ms nicht zu überschreiten, muß dem Gesamtgewicht in kg des Fallschirmes mit Belastung gleich sein. Größere Sinkgeschwindigkeiten als 4 bis 5 ms sind möglichst zu vermeiden. — L. P. Frantzen, L'Air, Bd. 1, 20. Dez. 1920, S. 19/21 (5 Sp., 9 Fallschirmskizzen). W. **21/5. 33.**

Flugerfahrung. Die Führung von Luftschiffen. Reines Wasserstoffgas trägt 1,12 bis 1,15 kg/m³. Da es nie ganz frei von Luftbeimengungen ist, wird es durch einen Reinheitsmesser bestimmt. Der „falsche Auftrieb" durch die Sonne wird durch Vervielfachen mit dem Bruch der absoluten Gastemperatur durch die absolute Lufttemperatur berücksichtigt. Der dynamische Auftrieb ist proportional dem dabei entstehenden Widerstand.

Ein Luftschiff ist kein Schönwetterfahrzeug; nur die Schwierigkeit, es bei Seitenwind aus der Halle zu bringen, ist nicht einfach zu überwinden. Daher werden jetzt Versuche mit Landemasten bei starkem Sturm gemacht.

Starke Winde entstehen durch Tiefdruckgebiete, die 300 km Dmr haben, aber auch den halben Ozean erfüllen können. Das Schiff kann diesen gefährlichen Zonen ausweichen. Bedeutend unangenehmer sind Winde, die mit 32 bis 48 km/h lange Zeit über große Flächen des Ozeans wehen.

Unbedingt nötig ist ein Meßgerät, das gestattet, unabhängig vom Luftdruck die Höhe über dem Boden zu messen.

Über die Zunahme der Windgeschwindigkeit mit der Höhe liegen nur bei gutem Wetter Messungen vor. Bei schlechtem nimmt nach Erfahrungen von Sott die Schnelle bei Westwind zu, bei Ostwind ab. In vielen Fällen ist da die dickste Wolke, wo der Wind seine Richtung mit der Höhe wechselt.

Erhitzung des Gases durch Sonnenstrahlen wird durch eine gute Außenhülle eingeschränkt, weiterhin durch Fahren in niedriger Höhe.

Sehr gefährlich kann, besonders in den Tropen, die Temperaturumkehr mit der Höhe werden, weil sie das Abkommen vom Boden hindert. Gewitterstürme kommen auch in sehr großer Höhe vor, und können da nicht vorausgesagt werden.

Ortung über Land nach Karten. Über See und unkultivierten Ländern kann man mittels Abdrängungsmessern die Flugrichtung bestimmen. Die Geschwindigkeit über Grund ist, da der Höhenmesser unzuverlässig, nicht meßbar. Bei dem Orten nach Sonne oder Sternen macht sich das Fehlen des Horizontes über See bemerkbar. Die R. A. E. hat einen Sextanten mit künstlichem Horizont (Alkohollibelle) entwickelt. Trotz des Beschleunigungsfehlers gute Erfolge. — G. H. Sott, Flihgt, Bd. 12, 9. Dez. 1920, S. 1254/1258 (9 Sp., o. Abb.). Hn. **21/4. 24.**

Flugzeugbau. Eine Betrachtung der Abflugverhältnisse der Seeflugzeuge. Eine (umständliche!) Rechnung zeigt, daß ein Seeflugzeug nur dann starten kann, wenn der Gesamtwiderstand kleiner als der Schraubenzug ist. Bringt man unter den Schwimmern eine kleine Fläche an, die diese beim Anlauf aus dem Wasser hebt, so wird der Wasserwiderstand bedeutend kleiner. — H. C., L'Aérophile, Bd. 28, 1. bis 15. Dez. 1920, S. 359/360 (4 Sp., 6 Abb.). Hn. **21/5. 34.**

Flugzeugberechnung. Die maximale Sturzfluggeschwindigkeit berechnet sich nach Ackeret durch Gleichsetzen von Luftwiderstand und Flugzeuggewicht. Der Auftrieb (bahnsenkrecht) wird dabei Null. Der Widerstandsbeiwert wird bei dem Anstellwinkel verschwindenden Auftriebes für die meisten Profile etwa so groß wie beim Wagrechtfluge. Die größte Sturzgeschwindigkeit beträgt dann: Wagrechtgeschwindigkeit mal Wurzel aus dem Verhältnis von Gewicht zu Schraubenzug. Für Fok D VIII (Hochdecker mit 140 PS UR III) ergibt sich danach 44 kmh (vgl. auch 20/09. 02). Die Fallhöhe, die zum Erreichen dieses Beharrungszustandes nötig ist, folgt aus einer einfachen Energiebetrachtung. Die Fluggeschwindigkeit wird beim Sturz durch den Schraubenzug nicht vergrößert (der Beharrungszustand tritt aber mit laufender Luftschraube wesentlich früher ein; auch sind die Beanspruchungen dann höher! D. Ber.). — A. Stettbacher, La Suisse Aérienne, Bd. 2, 15. Dez. 1920, S. 348/349 (2½ Sp., 2 Skizz., darunter ein fälschlich als „Eiffelsches" bezeichnetes Lilienthalsches Polardiagramm). W. **21/4. 25.**

Flugzeugberechnung. Theorie der Höhenflüge. In 15 km Höhe könnte man bereits dreimal so schnell fliegen, wenn Motorleistung und Schraubenzug gleich blieben. Der Benzinverbrauch wäre dabei nicht größer als am Boden, wenn Vorverdichter und Hilfseinrichtungen durch die Abgase getrieben würden. Der Kreiselverdichter von Rateau soll »bis auf 9 km Höhe gebaut und erprobt sein« (das ist nach den bisher vorliegenden Berichten höchst unwahrscheinlich, vgl. auch 20/03. 31! D. Ber.). Die Luftschraubenspitzen dürfen die Schallgeschwindigkeit nicht überschreiten, daher müssen in der Höhe Verstellschrauben verwendet werden.

Besprechung: J. Ackeret hält die Schwierigkeiten des Schnellfluges in großer Höhe für sehr erheblich. 1920 ist in England ein Versuchsflugzeug, dessen »Motor und Propeller auf Überschallgeschwindigkeit« gebaut war (!? D. Ber.), beim Erreichen der vollen Drehzahl abgestürzt (bisher unbekannt! D. Ber.). Bei der angestrebten Entwicklung wird aus dem Flugmotor eine Gasturbine mit sehr geringem Wirkungsgrade. Die Verstellschrauben bieten noch erhebliche Schwierigkeiten. Der größte Vorteil des Schnellfluges in der Höhe ist die geringe Landegeschwindigkeit. Bedingung für diese Art des Schnellverkehrs ist ein sehr viel leichterer Motor (0,3 kg/PS), gleichbleibende Leistung bis in die obersten Luftschichten (Höchstwert heute 4 km beim BMW-Motor!) und Vortrieb mit gleichbleibender Zugkraft. — A. Piccard, Vortrag in der »Agis« (vgl. 21/1. 33), A. Stettbacher, La Suisse Aérienne, Bd. 2, 15. Dez. 1920, S. 347/348 (3½ Sp., 4 Skizz.). W. **21/4. 26.**

Flugzeugberechnung. Das Entwerfen von Holmen mit exzentrischen Bolzenanschlüssen in den Knotenpunkten, die trotz der Beschläge leichteren Bau und bequemere Berechnung gestatten, die sich nach den gleichen Verfahren vervollständigen läßt und von den Knotenpunktverschiebungen unabhängig ist:

Die Gleichung der elastischen Linie für die einzelnen Felder ergibt Beziehungen, nach denen zunächst die Feldteilung des am stärksten beanspruchten Ober-Vorderholmes so festgelegt werden kann, daß man überall bis an die Elastizitätsgrenze geht. Daraus ergeben sich die Felder der übrigen Holme, ferner die Exzentrizitäten der Bolzen- und Seilanschlüsse, mit denen die Knotenpunktmomente entgegengesetzt gleich dem größten Feldmoment werden. Dann sind die Querschnitte wegen etwaiger Abweichungen von den günstigsten Feldlängen und Exzentrizitäten zu verstärken und die Festigkeit für alle Belastungsfälle nachzurechnen.

Schäftungen sind möglichst zu vermeiden, jedenfalls nur an den berechneten Stellen verschwindenden Biegemoments für die Gurte bzw. größten Biegemoments für die Stege zulässig. — Harris Booth, The Aeronautical Journal, Bd. 24, Okt. 1920, S. 563/574 (11 S., o. Abb.). E. **21/5. 35.**

Flugzeugbeschreibung. Die konstruktiven Grundlagen der Verkehrsflugzeuge. — Roland Eisenlohr, Der Flug, Sonderheft Dez. 1920, S. 72/78 (14 Sp., 19 Skizz., 1 Schraub., 1 Zahltaf. der bekannteren Verkehrsflugzeuge). W. **21/4. 27.**

Flugzeugbeschreibung. Das Zweischwimmer-Seeflugzeug, Muster WA mit 180 PS Mercedes, von »van Berkels Patent«. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 19. Jan. 1921, S. 35 (1 Lichtb. m. Text). W. **21/4. 30.**

Flugzeugbeschreibung. Der Handley Page-W 8, das größte Verkehrsflugzeug Großbritanniens, »bedeutet einen Markstein in der Geschichte des Flugzeugbaues«. — »Eine der Hauptschwierigkeiten bestand im Herausfinden der besten Methode, den Innenraum ohne Stützen und Drähte zu gestalten. Dies hat man tatsächlich erfolgreich zuwege gebracht . . .« (Welch ein Glück für Englands Flugwesen! D. Ber.). — E. A. Browne, Der Flug, Sonderheft vom Dez. 1920, S. 79/80 (3 Sp., 3 Lichtb.). W. **21/4. 32.**

Flugzeugbeschreibung. Das L.F.G.-Flugboot V 8. — Der Motorwagen, Bd. 23, 30. Nov. 1920, S. 637/638 (3 Sp., 2 Lichtb., 3 Skizz.). W. **21/4. 33.**

Flugzeugbeschreibung. Der Loening-Renneindecker. — Flugsport, Bd. 13, 19. Jan. 1921, S. 36/37 (1 S., 3 Skizz.). W. **21/4. 34.**

Flugzeugbeschreibung. L. V. G.-Flugzeuge. — Automobil- und Flugverkehr, Bd. 2, 1. Dez. 1920, S. 754/755 (3 Sp., 4 Abb.). Hn. **21/4. 35.**

Flugzeugbeschreibung. Das Dreimotoren-Flugboot »Latham«.

Flügeltiefe (oben und unten)	3,50	m
Boot mit Sitzen und Steuereinrichtung	1,2	t
Tragwerk, Motorlagerungen u. Stützschwimmer	1,275	t
Leitwerk	0,1	t
Behälter, Rohrleitungen, Pumpen	0,175	t
Triebwerk	1,07	t
Leergewicht	4,70	t
Betriebsstoff	1,10	t
Öl	0,13	t
Kühlwasser	0,12	t
2 Führer, 1 Motorwart	0,21	t
Meß- und Navigationsgeräte	0,10	t
Militärisches FT.-Gerät	0,84	t
Nutzlast	2,50	t
Fluggewicht (mit Betriebsstoffen für 5 h bei Vollgas oder 8 h im Sparflug)	7,20	t

— L'Aéronautique, Bd. 2, 30. Nov. 1920, S. 218/220 (6 Sp., 2 Lichtb., 2 Skizz., 1 Zahltaf. der Teilgewichte, eingehende Beschreibung mit Spantenriß). W. **21/5. 36.**

Flugzeugbeschreibung. Ein Groß-Verkehrflugboot wird gegenwärtig von der Firma Latham geplant. Es soll aus dem Dreimotorenflugboot (vgl. 21/1. 50 und 21/3. 36) entwickelt werden. Vier 260 PS-Salmson-Z-9-Motoren zu je zweien hintereinander. Zum bequemen Unterbringen der Reisenden wird die Bootshöhe vergrößert. L'Aéronautique, Bd. 3, 30. Nov. 1920, S. 220 (½ Sp., o. Abb. u. Zahlenangab.). W. **21/5. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Das neue Bréguet-Großflugzeug »Leviathan« (Bauart XX) ist ein viermotoriger Verkehrs-Rumpf-Doppeldecker, vollständig aus Duralumin (vgl. 20/11. 20). Motoren wartbar. Das ganze Triebwerk liegt im Rumpf und treibt eine Zugschraube (vgl. Linke-Hofmann-Großflugzeug! D. Ber.). Flügel mit drei Längsholmen. Flügelstiele aus zwei hintereinanderstehenden Rohren. Metallrippen. Stiele und Verspannseile kugelig gelagert. Mittelteile der Zelle mit Fahrgestell fest am Rumpf, Außenteile abnehmbar. Ausgeglichene Querruder am Oberflügel. V-Form im Oberflügel 4 vH, Pfeilstellung in beiden Flügeln 3,5 vH. Keine Staffelung und keine V-Form im Unterflügel. Rumpf Duralumin-Gitter-Steifrahmenbau mit herkömmlicher Seitenverspannung, ohne Rahmenauskreuzung. Querschnitt rechteckig. Der Rumpfraum ist daher frei. Ein Teil der Höhenflosse fest, der andere im Fluge einstellbar. Drei Kielflossen; ein Teil der mittleren Kielflosse im Fluge einstellbar. Seiten- und Höhenruder entlastet. Sämtliche Steuerteile starr. Handradsteuerung. Zwei Führersitze nebeneinander sehr weit nach hinten gerückt (etwa in Rumpfmitte) und hochgelegt (im oberen Teile des Rumpfes). Einfaches Fahrgestell mit zwei Rädern. Anlassen der Motoren elektrisch oder von Hand. Vier Brennstoffbehälter, für 7 h ausreichend, im Rumpf.

Triebwerk 4 Achtzyl.-Bréguet- (Patent Bugatti)

Motoren . . . je	250	PS
Gesamtleistung	1000	PS
Bohrung	110	mm
Hub	160	mm
Spannweite	26	m
Tragfläche	140	m²
Höhenflosse	7,15	m²
Höhenruder	8,25	m²
Kielflossen: mittlere	1,19	m²
seitliche	1,44	m²
Seitenruder	2,62	m²
Triebwerkgewicht	1,5	t
Flugwerkgewicht	1,0	t
Leergewicht	2,5	t
Mittlere Geschwindigkeit . . . rd.	190	km/h

(Das Flugzeug ist noch im Bau! D. Ber.). — Henri Bergeron, L'Air, Bd. 1, 20. Dez. 1920, S. 15/16 (4 Sp., 2 Lichtb. des halbfertigen Rumpfes). W. **21/5. 38.**

Flugzeugteile. Der verstellbare Verbundflügel von Wragg. — Flugsport, Bd. 13, 5. Jan. 1921, S. 6 (½ S., 2 Skizz.). W. **21/4. 37.**

Flugzeugteile. Eigenschaften von Hölzern mit 10 vH Feuchtigkeit (Fortsetzung von 20/11. 13). Die Auswahl von Holz zu irgendeinem Zweck muß jedesmal besonders vorgenommen werden. Außer Festigkeit und Gewicht sind andere Eigenschaften, wie Dauerhaftigkeit, Verhalten im Lager und bei der Bearbeitung, von Belang. Douglas-Föhre ist im trockenen Zustand viel härter, aber gegen Erschütterungen und Stöße empfindlicher als Spruce. Starke Splitterwirkung. Fieberbaumholz läßt sich am besten nageln, ohne zu reißen. Das spez. Gewicht von Hölzern mit gleichem Feuchtigkeitsgehalt entspricht genau der Festigkeit. Beim Einkauf kann man die Festigkeit nicht nach Augenschein beurteilen, sondern nur durch Wiegen oder Festigkeitsversuch. — B. C. Boulton, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 20. Sept. 1920, S. 43/44 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **21/4. 38.**

Freiballone. Der Bau von Luftfahrzeugen. Um Freiballone für eine bestimmte Nutzlast zu bemessen, ist das Eigengewicht zunächst abzuschätzen und die Rechnung später zu berichtigen. Die Stoffbeanspruchung (Kraft durch Längeneinheit) ist Gasüberdruck mal ¼ Dmr, daraus folgt die Sicherheit. Wegen der Abweichung von der Kugelgestalt und wegen des Füllansatzes wird der größte Überdruck größer als dem Ballon-Dmr entspricht. Die Güte des Stoffs beschränkt die Ballongröße. Das Netz wird auf Festigkeit der einzelnen Seile oder wie der Ballonstoff auf Längenbeanspruchung berechnet. Die Stärke der Federn selbsttätiger Ventile bestimmt man aus dem zulässigen Überdruck, die Abmessungen aus der Durchströmgeschwindigkeit des Gases, die von der Höhe unabhängig und für Wasserstoff dreimal so groß wie für Leuchtgas ist. Die Ventilfläche muß der 2,5ten, der Füllansatz-Querschnitt der dritten Potenz des Dmrs proportional sein. — A. J. Meyer, Avia, Bd. 8, 1. Sept. 1920, S. 91/94 (6 Sp., 2 Skizzen der Stoffbeanspruchung, 4 Zahltaf. der Gasgewichte, des Auftriebs usw., der Einzelgewichte, Nutzlasten, Steighöhen usw. für verschiedene Dmr, der Ausströmgeschwindigkeit bei verschiedener Ventilöffnung, sowie der Gewichte und Festigkeiten von Ballonstoff). E. **21/5. 39.**

Funktelegraphie. Drahtlostelegraphische Bildübertragung. — Max Dieckmann, Zeitschrift für Fernmeldetechnik, Bd. 1, 20. Nov. 1920, S. 223/228 (9 Sp., 3 Lichtb., 9 Schaltskizz. und Bildproben). W. **21/5. 40.**

Luftschrauben. Treibschrauben (vgl. 20/11. 16.).

I. Tragflügel und Luftschraubenblätter unterscheiden sich durch die Art der Strömung, den Randeinfluß und die Geschwindigkeiten. Ferner beeinflussen sich die Schraubenflügel, die Strömung ist periodisch. Aber bei großem Schraubenhalbmesser sind die Abweichungen gering. Drzewiecki ging 1892 von unendlichen Halbmessern aus. Riach hat seine Betrachtungen durch Berücksichtigungen der Einströmung zu berichtigen versucht; das genügt zum Entwerfen von Treibschrauben, nicht aber für Gebläse und Hubschrauben.

II. Im folgenden wird eine dritte, die Mehrdecker- oder Abwindtheorie, behandelt. Sie berücksichtigt auch Schwankungen wie die Einströmtheorie, ist aber nicht zu deren Annahmen gebunden, die nur zu einer Art Mittelwert führen. Die Schwierigkeit besteht in der Trennung der allgemeinen und der örtlichen Luftbewegung durch die Schraube und in der Messung beider Anteile. Die Einströmung der Luft von vorn ändert den Anstellwinkel des Schraubenblatts um einen Betrag, der wie beim Tragflügel in den Messungen enthalten ist. Die Vergrößerung durch den Abwind der vorhergehenden Schraubenflügel ist dagegen zu berücksichtigen und deshalb in erster Linie zu bestimmen. Die Einströmtheorie setzt nun beide Vergrößerungen einander gleich und berichtigt die Berechnung mit einem Erfahrungsbeiwert. Nach Messungen von Stanton ist die Durchströmgeschwindigkeit nicht die Hälfte, sondern nur ein Drittel der Strahlgeschwindigkeit im Stand.

III. Die mittlere Strahlgeschwindigkeit ist nicht gleich dem Wert, aus dem sich der Schraubenschub berechnet, und die mittlere Einströmgeschwindigkeit ist nicht notwendig ein bestimmter Bruchteil der Strahlgeschwindigkeit. Als Verhältnis der mittleren Ansaug- und Ausblasegeschwindigkeit folgt etwa $^7/_{12}$, während Messungen von Riach etwa ½ ergaben. Die Ergebnisse der Einströmtheorie (die ausführlicher wiedergegeben wird. D. Ber.) verlangen noch eine Berichtigung wegen der Flügelspitzen, die jedoch der bei Tragflügeln nicht ganz analog ist. Bei Versuchen ergeben sich gewöhnlich kleinere Drehzahlen als nach der Einströmtheorie. Die Einströmgeschwindigkeit hat nach der alten und neuen Theorie die gleiche Bedeutung.

IV. Der Berichtigungsbeiwert für die Einströmgeschwindigkeit liegt zwischen 0 und 1; er ist abhängig vom Fortschrittsgrad in einer Weise, die sich nur durch den Versuch bestimmen läßt. Die Strahlgeschwindigkeit einer Schraube vermehrt den Schub einer anderen; ähnlich bei den Flügeln einer Schraube, wenn auch beide Fälle nicht streng analog sind.

V. Beim Entwerfen von Luftschrauben setzt man die mittleren Flügelelemente unter günstigsten Anstellwinkel. Man könnte auch die Änderung der Strahlgeschwindigkeit längs des Flügels festlegen

und daraus die Querschnitte berechnen. Nur beim zweiten Verfahren gewinnt man den besten Wirkungsgrad. Auch die Berechnung wird sehr vereinfacht, wenn man sie so »von hinten« anfaßt. (Fortsetzung folgt.) — M. A. S. Riach, Aeronautics, Bd. 19, 26. Aug. 2., 9., 16., 23., 30. Sept. und 7. Okt. 1920, S. 161/163, 179/181, 199/201, 213, 227/229, 241/242, 255/256 (28 Sp., 6 Abb.). E. **21/4. 40.**

Luftschrauben. Bemerkungen über einige Grundlagen der Flügelschraubentheorie (vgl. 21/3. 37). Eine Schraube mit so vielen Flügeln, daß der Strahl gleichförmig wird, gäbe gleichen Schub wie die wirkliche Schraube, wenn die Zusatzgeschwindigkeit größer als das Mittel der Geschwindigkeiten in der wirklichen Schraube, aber, mit Ausnahme des Wertes am Stand, kleiner als die Wurzel aus dem Mittel der Quadrate dieser Geschwindigkeiten wäre. So erklärt sich der Unterschied der beobachteten Strömungszunahme vor und hinter der Schraube. Übrigens ergibt auch Drzewieckis strobometrischer Versuch eine Beschleunigung der Luft vor der Schraube.

Aus der Betrachtung der Widerstandsleistung am Schraubenflügelelement analog zum Tragflügel folgt die Durchströmgeschwindigkeit als halbe geometrische Summe zwischen Ein- und Ausströmgeschwindigkeit. Daher ist es unberechtigt, die Einströmgeschwindigkeit des betrachteten Flügels zu vernachlässigen. — George de Bothezat, The Aeronautical Journal, Bd. 24, Nov. 1920 S. 595/600 (6 S., 1 Skizze). E. **21/5. 43.**

Luftschrauben. Das Auto mit Luftschraubenantrieb von Marcel Leyat hat vorn einen 8 PS-Zweizylindermotor, der eine 4flügelige Zugschraube von 1,4 Dmr treibt. Es sollen 80 km/h erreichbar sein. Der Rumpf ist wie bei Flugzeugen mit 4 Längsholmen in Stromlinienform gebaut. — Kabi, Automobil-Rundschau, Bd. 19, Dez. 1920, S. 233/234 (2 Sp., 2 Abb.). Hn. **21/5. 44.**

Luftschrauben. Die Oddy-Verstell- und Umkehrluftschraube ist so eingerichtet, daß sie durch Zurückziehen eines Hebels ihre Steigung jedesmal um einen bestimmten Betrag, z. B. ½°, ändert. Für Flugboote wird sie auch als Umkehrschraube gebaut. (Keine Angaben über Baustoffe usw. Reklameaufsatz! D. Ber.). — A. M. Buckwald, Aerial Age Weekly, Bd. 1, 22. Nov. 1920, S. 299 (1 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/5. 45.**

Luftschiffteile. Ein deutscher Erfolg ist nach einer Äußerung von Prof. Jenkin die Sperrholzbauart der Schütte-Lanz-Gerippe. Während er englische Sperrholzstiele für Flugzeuge häufig wegen falschen Faserverlaufs zurückweisen mußte, ist jenes — aus sehr dünnen Furnieren — äußerst sinnreich den jeweiligen Kraftrichtungen angepaßt. — Aeronautics, Bd. 19, 2. Sept. 1920, S. 181 (¼ Sp., o. Abb.). E. **21/4. 41.**

Materialkunde. Weichlöten von Aluminium geschieht durch Aufbringen eines anderen Metalls, auf dem Zinn haftet, das aber mit dem Aluminium nicht elektrolytisch reagiert. Am besten Eisen. Die zu überziehende Fläche wird als negativer Pol in ein Schwefeleisenbad getaucht. Der positive Pol ist eine Eisenplatte. Nachdem beide zu verbindende Teile einen Eisenüberzug haben, werden sie gereinigt und in der üblichen Weise weichgelötet. — Le Génie Civil, 26. Juni 1920 (½ Sp.), ber. in The Technical Review, Bd. 7, 23. Nov. 1920, S. 240, K. 1440. Hn. **21/4. 42.**

Meßgeräte. Verwendung des Abdrängungsmessers (»Derivometer«) während des Fluges. Über der Abrollvorrichtung für die Karte befindet sich eine Glimmerscheibe mit km-Netz in einem Kreis mit Gradteilung. Ein zweiter Gradkreis trägt einen radialen Zeiger mit Geschwindigkeitsteilung.

Nach z. B. 3 min Flug wird der Ort bestimmt, der zugehörige Kartenpunkt unter die Mitte der Kreise verbracht und mit dem Geschwindigkeitszeiger der Abdrängungswinkel vom vorgezeichneten Reiseweg gemessen. Durch Einstellen auf den Punkt, den man bei Windstille erreicht hätte, werden Windrichtung und -stärke bestimmt. — Maurice Brion, L'Aéronautique, Bd. 1, März 1920, S. 437/439 (6 Sp., 6 Skizzen, 1 Lichtb. des Gerätes). E. **21/5. 47.**

Motorbau. Beiträge zur Berechnung kritischer Torsions-Drehzahlen. — Fr. Saß, Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure, Bd. 65, 15. Jan. 1921. S. 67/69 (5 Sp., 9 Zeichnungen, 3 Zahltaf. zum Umrechnen von Kurbelkröpfungen). E. **21/5. 48.**

Motorbau. Elektrolytisches Verkupfern im Flugmotorenbau. — Engineering, Bd. 120, Nov. 1920; ber. von Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure, Bd. 64, 25. Dez. 1920, S. 1114/1115 (½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/5. 50.**

Motorbau. Das Kilowatt als technische Einheit der Leistung wurde bereits 1914 vom Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen mit 102 mkg/s festgelegt. Seine Abhängigkeit von der veränderlichen Erdschwere, der Haupteinwand gegen das technische Maßsystem, ist für praktische Zwecke belanglos. Bei allgemeiner Einführung entfällt das Bedenken wegen der geringeren Werbekraft der Zahlenangaben, die in kW kleiner als in PS ausfallen. Das W ist keine elektrische, sondern eine mechanische Maßeinheit. Die Umrechnung in mkg/s ist leichter: Faktor 100, nötigenfalls Vergrößern um 2 vH. Das englische HP unterscheidet sich von dem PS um mehr als 1 vH, das kW ist international. Der Vorteil einheitlicher Bezeichnung für elektrische Maschinen wäre ungeheuer. — Max Jakob, Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure, Bd. 65, 15. Jan. 1921, S. 70 (2 Sp., o. Abb.).

Anmerkung d. Ber.: In der Flugtechnik spielt die Übertragbarkeit auf elektrische Maschinen zurzeit nur bei Hilfseinrichtungen eine Rolle. Dennoch wäre der Übergang zur Leistungsmessung der Motoren in kW im Sinne der Normung und Vereinheitlichung durchaus erwünscht und zu keinem Zeitpunkt so leicht möglich als bei der augenblicklichen Lage im Flugzeugbau und -betrieb.

Folgende Zahlentafel zeigt, wie einfach der Übergang wäre: 1 kW = 0,736 PS oder rd. ¾ PS!

Nennleistung in PS	umgerechnet in kW	Abgerundeter Wert für die Praxis kW
25	18,4	20
35	25,8	25
50	36,8	35
80	58,9	60
100	73,6	75
120	88,3	90
135	99,4	100
160	118	120
200	147	150
240	177	180
260	191	200
300	221	220
400	294	300
700	515	520
1000	736	750
1350	994	1000

Umgekehrt ist 200 g/PSh = 271,8 g/kWh = 270 g/kWh, 184 g/PSh = 250 g/kWh usw. E. **21/5. 51.**

Motorbau. Spezifische Wärme und Dissoziation in Verpuffungsmaschinen. Bei den Berechnungen des thermischen Wirkungsgrades von Hopkinson waren die spezifischen Wärmen um 1500° und die Zerlegung von Kohlensäure und Wasser im heißen Zylinder unbekannt; beide Einflüsse wurden nicht getrennt. Die Temperatur im Motor beträgt rd. 2500°. Die scheinbare spezifische Wärme umfaßt die Dissoziation, die jedoch für das Gemisch von Wasser und Kohlensäure anders ist als für die Bestandteile. Aus den Versuchen von Nernst und seinen Schülern folgt unter gewissen Annahmen über den Verlauf der Umsetzung und Ausdehnung für reines Benzingemisch kein scharfes Maximum, sondern übereinstimmend mit der Erfahrung gleiche Leistung zwischen der richtigen Zusammensetzung und 30 vH Benzinüberschuß. Bei Petroleum ist der Abfall stärker. Watson u. a. fanden besten thermischen Wirkungsgrad bei 20 vH Luftüberschuß. Bei fünffacher Verdichtung berechnen sich Wirkungsgrade von 70 vH des theoretisch Möglichen, nämlich 33 vH der Brennstoffwärme. Gefunden wurden 32 vH, entsprechend dem Wärmeverlust beim Arbeitshub geringer. Die Dissoziation vermindert die Höchsttemperatur, beeinflußt die Ausdehnungsarbeit aber nur wenig. Mit der berechneten Höchsttemperatur, 2700°, folgt also Höchstdruck 34 at, wenn vorher 10 vH Wärme verloren gehen, 31 at; diese Näherungsrechnung wird durch die Erfahrung bestätigt.

Der Wirkungsgrad wächst mit dem Verdichtungsverhältnis stärker, als aus dem Kreisprozeß folgt. Vom Brennstoff ist die Höchstleistung nahezu unabhängig. Während der Verpuffung und des Arbeitshubs können außer Stickstoff und Sauerstoff nur Kohlenoxyd und Kohlensäure im Zylinder vorhanden sein. — H. T. Tizard und D. R. Pye, Vortrag vor der britischen Gesellschaft zur Förderung der Wissenschaften, Automotive Industries, Bd. 43, 14. Okt. 1920, S. 764/765 (3 Sp., o. Abb., 3 Zahltaf. für spezifische Wärme, Dissoziation und Wirkungsgrad). E. **21/5. 52.**

Motorbeschreibung. Die Wright-Motoren, aus dem Hispano entstanden, sind jetzt infolge zahlreicher Verbesserungen ebensowenig mehr Hispano-Suiza-Motoren, wie der Rolls-Royce oder Liberty ein deutscher Mercedes. Der Originalmotor ist empfindlich und hat geringe Lebensdauer. Sein Zylinderkopf, Ventile und Kolben wurden verstärkt. Der Kolbenbolzen ist nicht mehr befestigt. Die

an der Kurbelwelle übereinander greifenden Schubstangen wurden verändert, da sie viel Schwierigkeiten machten (wie, ist leider nicht angegeben. D. Ber.). Ebenso wurden Zündapparat, Vergaser, Kurbelgehäuse und Schmierung verbessert. In einem Falle erzielte man eine Betriebsdauer von 150 h ohne Überholen. Er ist »amerikanisiert«. — Aerial Age Weekly, Bd. 12, 29. Nov. 1920, S. 322 (2½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/4. 43.**

Motorbeschreibung. Der Sechszylinder-Siddeley-»Puma«-Flugmotor.

Motor		Siddeley-»Puma«	deutscher Bz IV
Bohrung	mm	145	145
Hub	mm	190	190
Verdichtung		5	4,5
Normale Drehzahl	U/min	1400	1400
Leistung am Boden	Ps	220	225
Gewicht ohne Wasser und Öl	kg	308	387
Wasser und Öl im Motor	kg rd.	20	13
Einheitsgewicht einschl. Wasser und Öl	kg/Ps	1,425	1,74
Brennstoffverbrauch	g/PSh	220	225
Ölverbrauch	g/PSh	15	10

— Otto Schwager, Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 5. Jan. 1921, S. 8/12 (8 Sp., 6 Lichtb., 2 Zahltaf.). W. **21/4. 45.**

Motorteile. Der Allen-Kolbenring besteht aus 3 Segmenten, die von drei durch Spiralfedern belasteten Bolzen an die Zylinderwand angedrückt werden. Die Reibung soll bei ihm geringer sein und bei schadhaften Stellen im Zylinder eine größere Dichtheit erreicht werden. — Artifex, Flight, Bd. 12, 4. Nov. 1920, S. 1150/1151 (3 Sp., 5 Abb.). Hn. **21/4. 46.**

Motorteile. Das Einstellen der Ventile am Hispano-Suiza geschieht durch Verstellen der Platte auf dem Schaft mittels Sonderwerkzeug. — Allgemeine Automobil-Zeitung, Bd. 21, 21. Febr. 1920, S. 25 (1½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/4. 47.**

Motorteile. Ein Flugmotorenanlasser am Magnetende, eine neue Bauart der Bijur-Motor Appliance Co., benötigt nicht mehr den vorstehenden Ring an der Schraubennabe, sondern wird mit seinem gedrungenen Gehäuse unmittelbar auf das Kurbelgehäuse geschraubt. Er ist bei verschiedenen Motoren eingebaut. Ein 12 V-Hauptschlußmotor wirft die Kurbelwelle mit Kegelrad- und Planetengetriebe von 115 : 1 Übersetzung an: beim 12 zyl. Liberty mit 40 bis 50 U/min und 110/150 A Stromverbrauch. Nach dem Anspringen wird die Anlasserwelle selbsttätig ausgerückt, desgleichen beim Rückschlagen des Motors während des Anwerfens. Die Vorrichtung kann auch mit Handkurbel bei 20 : 1 Übersetzung wirken. Gewicht 13 kg. — Automotive Industries, Bd. 43, 28. Okt. 1920, S. 863 (1 Sp., 1 Lichtb. der Vorrichtung am Motor); auch Aerial Age Weekly, Bd. 12, 1. Nov. 1920, S. 227 (1½ Sp., 1 Abb.). E. **21/5. 55.**

Motorverdichtung. Das Problem des Kreiselverdichters. Die Strömung eines Gases durch eine nicht divergente Düse hängt, abgesehen von der Zusammenziehung, nur vom Druckverhältnis ab. Wenn der Unterdruck größer als der 0,52 fache Überdruck ist, wächst die Geschwindigkeit mit abnehmendem Druckverhältnis, und die Spannung bleibt in der Düse gleich. Im Grenzfall erreicht das Gas Schallgeschwindigkeit, und die Spannung in der Düse bleibt wieder gleich. Ist das Druckverhältnis aber kleiner als 0,52, so expandiert das Gas mit Geräusch auf den 0,52ten Teil des Druckes und hat Schallgeschwindigkeit.

Anwendung auf die Abgasturbine: Bis 5 km Höhe (Druckverhältnis 0,52) steigen Wirkungsgrad, Drehzahl und Leistung. Darüber tritt das Gegenteil ein, solange verengte Düsen (Rateauturbine) verwandt werden. Entweder zwei Läufer oder eine erst verengte, dann erweiterte Düse!

Zahlenrechnung für 5 km Höhe mit den Formeln der Wärmelehre: 1 kg/s Abgas liefert ohne Berücksichtigung des Wirkungsgrades 221 PS. Für 1 kg Abgas sind 1,034 kg Luft zu verdichten. Dabei steigt die Temperatur um 55° C. Um die Ansaugluft für 1 kg/s Abgas zu verdichten, braucht man 77,4 PS. Daraus ergibt sich ein Gesamtwirkungsgrad für beides von 0,35; z. B. für die Turbine 0,64 und für den Verdichter 0,55. Da der Wirkungsgrad der heutigen Turbine 0,53 nicht überschreitet, kann man auf diese Weise die Ansaugluft nicht auf Bodendruck bringen. Versuche an einem Bréguet 14 A_2 mit 300 PS-Renault bestätigen das.

Aus der Wärmelehre folgt eine allgemeine Formel für den Wirkungsgrad der Turbine mit Verdichter. Die tatsächliche Erwärmung der Ansaugluft ist größer als für adiabatische Verdichtung. Aus der Gasgeschwindigkeit und -Dichte ergeben sich die Düsen-Dmr. Die Motorleistung mit Vorverdichter und Abgasturbine berechnet sich aus dem Unterdruck, der in der Ansaugluft noch bleibt, und dem Druckunterschied zwischen Ein- und Auslaßventil.

Bei gleichbleibender Motorleistung bis zur Gipfelhöhe ist dies das 3,3fache wie bei gewöhnlichem Motor. Die Steigung der Schraube muß vergrößert werden. Damit erhöht sich auch ihr Wirkungsgrad. Flugversuche zu Villacoublay auf einem Bréguet mit 340 PS-Renault und Rateauturbine nebst Verdichter:

Höhe km	Geschwindigkeit km/h ohne Vorverdichtung	Geschwindigkeit km/h mit Vorverdichtung
3,0	170	192
4,0	163	200
5,0	155	198
6,0	140	180
7,0	—	160

— Gekürzte und nicht überall einwandfreie Übersetzung eines anscheinend sehr hervorragenden französischen Werkes von René Devillers durch das Pariser Bureau des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt. Aerial Age Weekly, Bd. 12, 4., 11. und 18. Okt. 1920, S. 107/108, 139/141 und 171/173 (15½ Sp., Abb. und Schaub. fehlen.) Hn. **21/5. 57.**

Strömungslehre. Die Versuche über Motorgondeln wurden größtenteils während des Krieges und nicht systematisch durchgeführt, sondern soweit es die verschiedenartigen Besteller wünschten.

Für die Modelle wurden folgende Grenzen vorgeschrieben: Querabmessung 6—20 cm, größte Länge 80 cm für Rümpfe, Luftschiffe u. dgl., sowie möglichst leicht, jedoch mit etwa 80 mm Holzstärke in der Gegend des Schwerpunktes zum Befestigen an der Wage. Flügel und Mehrdecker höchstens: 80 cm Spannweite, 12 cm tief; möglichst steif. Flügel hintereinander oder vollständige Flugzeuge: 40—80 cm breit, höchstens 60 cm lang und 30 cm hoch. Für Schrauben empfiehlt sich 60 cm Dmr., mindestens 30 cm; Modelldrehzahl höchstens 4000/min, Geschwindigkeit höchstens 30 m/s, Leistung höchstens 2 PS; diese Werte entsprechen je nach dem Modellmaßstab (1/4, 1/5, 1/6 sind in einer Zahltaf. angegeben) verschiedenen Werten der großen Ausführung.

Die erste Reihe, ein Gondelmodell 1 : 5 von der Technischen Leitung des Militärflugwesens (DTAM), wurde an der Parallelogrammwage (vgl. 21/3. 52) gemessen und mit der Eiffelwage nachgeprüft; sie zeigte Proportionalität des Widerstands mit dem Quadrat der Geschwindigkeit; Messungen bei verschiedenen Anstell- und Verdrehwinkeln.

Zweite Reihe: Modelle $(DTAM)_2$ bis $(DTAM)_5$, je zwei mit quadratischem und rechteckigem Querschnitt; davon je eines mit langer und kurzer Achse mit Motor, wegen dessen die Seitenkräfte unsymmetrisch ausfallen. Die kurzen Formen hatten geringeren Widerstand, bei Neigungen über 10° (bzw. für rechteckige Form über 20°) aber größeren. Der Widerstand des quadratischen langen Modells ist größer als der des rechteckigen, bei dem kurzen nur bis 20° Neigung. Der quadratische lange Rumpf hat stets größeren Widerstand als der rechteckige kurze, der rechteckige lange nur bis 20° Anstellwinkel größeren als der quadratische kurze. Alles dies läßt sich durch die Zerlegung des Widerstandes in die Anteile der Form und der Neigung erklären. Entsprechendes gibt der Vergleich der Auftriebe.

Dritte Versuchsreihe: Dieselben Modelle von hinten angeblasen, an der Eiffelschen Wage. Hier macht sich der Einfluß der Länge nur bei hohen Geschwindigkeiten bemerkbar, wegen des ungünstigen Abflusses am Motorende, das jetzt windabwärts liegt. Bei den kurzen Modellen ist diese Lage vorteilhafter. Zwischen 25 und 40 m/s quadratisches Widerstandsgesetz. Über den Widerstand der verschiedenen Formen gilt ähnliches wie oben, doch machen sich hier die Querabmessungen stärker bemerkbar. Beim Auftrieb hat die Länge um so größeren Einfluß, je steiler die Anstellung. Im Gegensatz zum Widerstand ist der Auftrieb beim quadratischen langen Rumpfe geringer als beim rechteckigen, ebenso für höhere Winkel bei den kurzen Modellen.

Die umgekehrte Lage ist für die quadratische lange Form von 5° Neigung ab günstiger, bei der kurzen noch mehr. Das erklärt sich durch die Profilwirkungen der beiden Modellhälften. Die Gestalt hat größeren Einfluß als die Neigung. Die rechteckigen Rümpfe verhalten sich ähnlich, doch ist der kritische Winkel kleiner.

Vierte Reihe: Verkleidung für zwei Motoren im Maßstab 1 : 10 $(ISA)_1$, gleichfalls an der Wage nach Eiffel untersucht. Der Widerstandsbeiwert nimmt mit wachsender Geschwindigkeit ab. — Fernando Bertozzi Olmeda, Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 8, Sept. 1920 (Reihe 2a, Nr. 2), S. 205/264 (59 S., 10 Lichtb., 1 Skizze, 26 Schaub. mit Modellskizzen, 28 Zahltaf.). E. **21/3. 53.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

5. Heft | 15. März 1921 | 12. Jahrgang

„Commercial Airships."

Von H. B. Pratt M. I. N. A., Oberingenieur, Luftschiffabteilung, Vickers Ltd., Verlag Thomas Nelson & Sons, London, 235 Seiten, 27 Zeichnungen (Luftschiffe, Karten, Diagramme) und etwa 45 Photographien.

Ende 1920 erschien in England ein Werk »Commercial Airships« (Handelsluftschiffe) von Pratt, Oberingenieur und Vorsteher der Luftschiffabteilung bei der Firma Vickers. Im Vorwort erwähnt der Verfasser den Mangel an Büchern in England, die ausschließlich Luftschiffe behandeln. Wenn er von Handelsschiffen moderner Bauart gesprochen hätte, so wäre der Mangel eines derartigen Werkes auch in der Weltliteratur festzustellen gewesen. Denn selbst in Deutschland sind an Werken, die sich allein mit Luftschiffen befassen, nur eins oder zwei, und zwar im Oldenbourg-Verlag — kleinere nicht gerechnet — erschienen, solche, die über moderne, noch dazu über Handelsschiffe geschrieben wurden, gar nicht. Will man etwas auf diesem Gebiet erfahren, so muß man es in Fachzeitschriften und Sammelwerken mühselig suchen. Tut man das aber, so dürfte es gelingen, ebensoviel oder gar noch mehr zusammenzutragen, als das Prattsche Werk bietet. Sein Hauptwert besteht also weniger darin, daß dem Fachmann im wesentlichen Neues gebracht wird, als in der sehr gut durchgeführten Zusammenstellung alles dessen, was den Laien interessiert und einer großen Menge dessen, was der Fachmann für die Bearbeitung des Handelsluftschiffproblems braucht. Selbstverständlich gibt ein so erfahrener Spezialist wie Pratt auch manche gute Anregung für die Weiterentwicklung.

Dem eigentlichen Thema ist eine längere Einführung des englischen Commanders Dawson vorangesetzt, bei deren letztem Absatz besonders der deutsche Leser aufhorchen wird. Man kann da wieder einmal bestätigt finden, daß wir das Bauverbot für Luftfahrzeuge auf Grund des Friedensvertrages viel weniger militärischen Gesichtspunkten als dem Wunsche der Engländer verdanken, sich so lange wie möglich den unangenehmen deutschen Konkurrenten vom Halse zu halten, der imstande wäre, eine englische Suprematie in der Luft zu gefährden.

Im ersten Kapitel schildert Pratt die historische Entwicklung der Luftschiffe. Es mutet eigentümlich an, sie in englischer Beleuchtung zu sehen. Wenn auch die Leistungen der andern Nationen mehr oder weniger anerkannt werden — Deutschland kommt dabei gerechterweise am besten weg —, so wird doch der unbefangene Leser den Eindruck gewinnen, daß gerade von englischer Seite auf dem Gebiet der Luftfahrt Hervorragendes geleistet wurde, von dem wir eigentlich bisher nur wenig wußten. Man darf es natürlich dem Engländer nicht verdenken, wenn die Schilderungen englischer Erfolge einen breiteren Raum einnehmen, als wir ihnen zur Verfügung stellen würden. Nichtsdestoweniger sagt er mit wenigen Worten manch Rühmendes über die Bedeutung der deutschen Schiffe. So bezeichnet er die Parsevalsche Rumpfkonstruktion als die beste für unstarre Schiffe und als das Vorbild der verschiedenen englischen Aufklärertypen, der LZ 71 ist als Muster benutzt und nach ihm die R-33-Klasse gebaut, deren berühmtester Vertreter R 34 die erste Amerikafahrt machte, und schließlich ist Schütte-Lanz in seinem Einwirken auf die Konstruktion und Entwicklung der Z-Schiffe hervorgehoben. Nur scheint Herr Pratt nicht überall gleich gut unterrichtet zu sein, sonst hätte er z. B. in seiner historischen Darstellung wohl nicht die R-31-Klasse unerwähnt gelassen, die laut englischen Berichten allerdings auf Werften, die Herrn Pratt nicht so nahe stehen wie die Vickerswerft, nach dem Vorbilde eines in englische Hände gefallenen Schütte-Lanz-Schiffs gebaut wurde, und hätte zugegeben, daß somit alle drei heute noch in Deutschland vertretenen Luftschiffsysteme, Parseval, Schütte-Lanz und Zeppelin, zu Vorbildern aller englischen Luftschiffe genommen und so erst die Schwierigkeiten, denen der englische Luftschiffbau gegenüberstand, überwunden wurden. Das nähere Eingehen auf eine Reihe anderer Unstimmigkeiten würde hier zu weit führen.

Im zweiten Kapitel zeigt Pratt, welche Dienste das Luftschiff als Handelsfahrzeug bereits geleistet hat. Die Ergebnisse der Delag und anderer kleinerer Verkehrsunternehmungen in Deutschland und den übrigen Luftfahrt treibenden Ländern werden als Beleg herangezogen. Auch manche Kriegsfahrten deutscher Luftschiffe und die Überquerung des Atlantic durch den englischen R 34 geben weitere Anhaltspunkte für die Beurteilung der Möglichkeiten, die sich der Handelsluftschiffahrt eröffnen.

Naturgemäß muß sich auch Pratt mit dem Flugzeug auseinandersetzen. Er löst die Frage in objektiver Weise und gibt jedem das Seine, indem er das Luftschiff über große, das Flugzeug über kleine Strecken einsetzen will. Er glaubt, daß die Grenze der Wirtschaftlichkeit für beide Fahrzeuge bei etwa 1600 km liegt. Das Luftschiff soll mit dem Flugzeug ebensowenig in Konkurrenz treten wie mit den übrigen bestehenden Verkehrsmitteln. Wo diese versagen oder zu langsam sind, und über große Strecken wird das Luftschiff herrschen. Gegenüber dem Flugzeug bietet das Luftschiff größere Bequemlichkeit und Sicherheit, denn die Feuersgefahr kann in weiten Grenzen beschränkt werden, und dem Wetter gegenüber ist das Schiff in der Luft sehr unempfindlich, zumal man starken atmosphärischen Störungen ausweichen kann.

Der Handelswert der Luftschiffe (Kap. IV) folgt aus ihrer Nutzung für den Passagierverkehr, Beförderung von Post, Transport von hochwertigen Frachten — Pratt nennt als Beispiel eine Ladung Gold von Süd-Afrika oder Australien nach England oder von Klondike nach New York — Inspizierung von im Bau befindlichen Eisenbahnstrecken, Feuerwachen über den Wäldern Canadas und der Vereinigten Staaten und für Forschungsreisen und Vergnügungsfahrten.

Im Anschluß daran (Kap. V) entwickelt der Verfasser eine Reihe von Routen für Personen- und Postbeförderung. Der Weg zwischen den Endpunkten wird durch die allgemeinen Wetterverhältnisse bestimmt. Eine Karte der Erde ist mit einem Routennetz von Luftschifflinien überzogen, die ihren Ausgangspunkt in London haben. Die Streckenlänge schwankt zwischen 3800 km ohne und 20000 km mit 4 Zwischenlandungen, die Reisedauer zwischen 1¾ und 10 Tagen einschließlich des Aufenthaltes an den Zwischenstationen, gegenüber der schnellsten Zeit von Eisenbahn und Dampfer auf der gleichen Strecke mit 6 bis 34 Tagen.

Im Kapitel VI macht Pratt Vorschläge für Luftschifftypen, die ihm für die verschiedenen Aufgaben geeignet erscheinen. Er stellt Gruppen auf von

1. Passagier- und Postschiffen für die großen Übersee-Weltrouten,
2. großen Passagier- und Post-Schnellschiffen für Kontinentalverkehr,
3. großen Passagier- und Post-Schnellschiffen für Entfernungen bis zu 5000 km,
4. mittelgroßen Schiffen für Vergnügungs- und Überwachungsfahrten,
5. kleinen Luftschiffen als Lustjachten oder für Sonderzwecke.

Dieser Einteilung kann nicht unbedingt zugestimmt werden, um so weniger, wenn sie als Grundlage für ganz bestimmte Typen dienen soll, die anschließend beschrieben werden. Pratt setzt sich auch hierdurch in einen gewissen Widerspruch zu seinen eignen Worten. Im dritten Kapitel hat er eine Streckenentfernung von 1600 km als untere Grenze für die Wirtschaftlichkeit des Verkehrs mit Luftschiffen bezeichnet. Alle Schiffe also, die noch für einen kürzeren Aktionsradius gebaut werden, können nur für Sonderzwecke bestimmt sein. Für derartige Typen ohne weiteres Vorschläge zu machen, scheint nicht am Platz. Man wird sich daher zunächst nur mit den Gruppen 1 und 2 zu befassen haben. Dann aber verdienen auch die Gruppen 4 und 5 Interesse, weil sie allgemein die Spezialschiffe kleinerer Tragfähigkeit umfassen und nach Pratt die Domäne des unstarren Luftschiffes sind,

während die Gruppen 1 und 2 von starren Schiffen belegt werden.

Die Schiffe der Gruppe 1 sollen etwa 115000 m³ und eine Maximalgeschwindigkeit von 120 km/h haben. Sie sollen 24 t an Fracht, darunter 100 Passagiere, über eine Strecke von 7700 km in 80 h befördern. Nach unsern Rechnungen dürfte die Schiffsgröße nicht ausreichen, um derartige Leistungen zu erzielen. Erstens wird man bei einem solchen Schiff mit allen Einrichtungen für Passagiere, zumal, wenn sie so luxuriös angenommen werden, wie Pratt es tut, mit einer Totlast von 55 t nicht auskommen, zweitens dürften wohl auch die Zahlen für Maschinenleistung und Geschwindigkeit mit der Wirklichkeit nicht übereinstimmen. Wahrscheinlich wird der Schiffsinhalt bei der gewünschten Leistung und Passagiereinrichtung näher an 200000 als an 100000 m³ liegen.

Auch bei der zweiten Gruppe scheinen die Größenverhältnisse sehr knapp gewählt: das Schiff von 57000 m³ Inhalt soll 100 Passagiere ca. 2000 km weit befördern.

Bei dem größten Schiff will Pratt die Passagierräume auf den Rücken des Schiffes verlegen und durch Fahrstuhl vom Laufgang her zugänglich machen. Soviel diese Idee für sich hat, wird man zu ihrer Verwirklichung wohl erst die Heliumschiffe abwarten müssen. Der Gedanke an Wasserstoff, der nach oben in die Passagierräume diffundiert, und gleichzeitig an leidenschaftliche Raucher, die die Gefahr nicht achten, hat doch etwas zu Abschreckendes.

Bei den unstarren Schiffen sind Größen bis zu 10000 m³ angenommen — im Kriege gebaute deutsche Parsevalschiffe hatten zum Teil das Vielfache dieses Volumens — bei 500 PS Leistung und etwa 90 km Stundengeschwindigkeit. Die Passagiereinrichtungen ähneln hier denen gewisser Riesenflugzeuge, haben also nicht mehr das charakteristische Gepräge des großen Verkehrsluftschiffes mit all seinen Annehmlichkeiten für den Fahrgast.

Im folgenden Kapitel werden die Einrichtungen der Landeplätze und das Gerät für die Verankerung im Freien behandelt. Durch die Not gezwungen — sie hatten mehr Schiffe als Hallen — beschäftigten sich die Engländer während des Krieges sehr intensiv mit der Verankerungsfrage. Wenn auch Pratt als Mann von Vickers die Erfolge mit dem Verankerungsmast in etwas zu günstiger Beleuchtung sieht, so ist doch sicher hier ein gewaltiger Fortschritt erzielt. Und mit Recht weist er auf die Bedeutung hin, wenn es gelingt, die Vorteile einer drehbaren Luftschiffhalle durch einen etwa 50 bis 60 m hohen Turm mit Drehkopf zu ersetzen, an dem das Schiff mit dem Bug befestigt wird und in horizontaler Lage bei jedem Wind und Wetter herumschwojen kann. Die Schilderung der Versuche zeigt, daß das Problem für gewisse Fälle wirklich gelöst ist. Das Starrluftschiff R 24 lag 4 Wochen lang ununterbrochen so verankert. Der Wert dieser Anlage wäre um so größer, wenn man durch sie nicht nur die Drehhallen, sondern wirklich auch so viel Landepersonal sparen kann, wie Pratt angibt; denn das ganze Landemanöver soll mit nur 6 Mann beim größten Schiff bewerkstelligt werden. Leider sagt er nicht, wie man vorgeht, wenn das Schiff bei der Landung schwer ist, zu Boden sinkt und keinen Ballast mehr abzuwerfen hat. Im übrigen ist die Idee des Verankerungsturms bereits 1909 den deutschen Luftschiffwerften angeboten, bedauerlicher Weise aber ihre Verwendung abgelehnt worden.

Kapitel VIII gibt eine sehr sorgfältige Berechnung der Betriebs- und Unterhaltungskosten für Luftschiffe jeder der erwähnten fünf Gruppen. Es ist stets bemerkt, nach welchen Überlegungen die Zahlen aufgestellt, wieweit Unterlagen schon heute vorhanden sind und wo schließlich reine Annahmen sichere Feststellungen ersetzen müssen. Das Anlagekapital wird auf Grund der Erfahrungen während des Krieges geschätzt. Die Abschreibungen der Häfen mit ihren Einrichtungen können nach den bei industriellen Werken üblichen Grundsätzen vorgenommen werden, während für die Luftschiffe selbst die Erfahrungen der Delag eine Basis geben. Für Versicherung, Reparaturen, laufende und Betriebskosten nimmt Pratt Werte an, die der Nachprüfung wohl standhalten. Vielleicht ist für den Anfang die Leistungsfähigkeit eines Luftschiffes etwas überschätzt; denn es ist immerhin viel verlangt, wenn ein Luftschiff regelmäßig zweimal wöchentlich den Atlantischen Ozean überqueren soll. Er kommt daher zum Schluß zu etwas zu günstigen Zahlen, besonders auch, wenn man wie oben berücksichtigt, daß die gewählte Schiffsgröße nicht ausreichen wird. An Hand seiner Daten ist es aber leicht, die einzelnen Faktoren so zu berücksichtigen, wie es von Fall zu Fall wünschenswert scheint. Unbestreitbar jedoch weist er nach, daß ein auf gesunder Grundlage aufgebautes Luftschiff-Verkehrsunternehmen rentabel zu gestalten ist. Für den Anfang empfiehlt er staatliche Unterstützung mit dem durchaus berechtigten Hinweis auf den Wert der Schiffe für die Landesverteidigung.

Der Verfasser beschäftigt sich nun eingehender mit dem im Dienst stehenden Fahrzeug und gibt zunächst eine Darstellung, wie die Witterung auf das Luftschiff wirken kann. Regen, Schnee, Hagel und Nebel beeinflussen die Leistung des Fahrzeugs nicht; denn Niederschläge haften nicht an der Außenhülle. Ganz wird man dem nicht zustimmen können; kommt es doch vor, daß sich Rauhreif während der Fahrt am Schiffskörper festsetzt und das Schiff beschwert. Ja, selbst Regen macht sich durch sein Gewicht fühlbar. Nur selten wird es auch möglich sein, Hagel und Regen in etwa 3000 m Höhe auszuweichen, was Pratt empfiehlt; denn erstens reichen die Wolken oft höher hinauf, zweitens wird gerade ein Passagierschiff nicht immer in der Lage sein, solche Höhen aufzusuchen, weil es zur Ausnutzung seiner Tragfähigkeit möglichst schwer beladen wird. Nebel ist für das Luftschiff auf der Fahrt ohne jede Bedeutung, die Landung hingegen kann er behindern. Hier aber gibt es Einrichtungen, die auch das Ansteuern des Landeplatzes bei Nebel in den meisten Fällen möglich machen, und das Luftschiff selbst besitzt ja gerade die gute Eigenschaft, nicht landen zu müssen, wenn es nicht will.

Schwieriger ist es, den Faktor Wind in die Rechnung hineinzubeziehen. Nicht daß starke Stürme etwa dem Schiff in der Luft schädlich werden, aber die Fahrzeit wird bei regelmäßigem Streckenverkehr durch Windrichtung und Stärke wesentlich beeinflußt. Von größter Bedeutung sind dabei die auf der Erde ständig vorherrschenden Winde. Zwei Karten sind diesem Kapitel beigegeben, auf denen diese Winde für Winter- und Sommermonate getrennt verzeichnet sind. Wenn man auch die in größeren Höhen vorherrschenden Windströmungen weniger kennt als die in Erdnähe, so geben doch schon die heutigen Forschungen ausreichende Anhaltspunkte, um sie in zweckmäßiger Weise für den Verkehr ausnutzen zu können.

Kapitel X schildert die Luftschiffmanöver auf einer Fahrt vom Aufstieg bis zur Landung. Wieder findet der Verankerungsturm eingehende Erwähnung. Das Schiff schwebt am Kopf des Turmes vertäut, bis die Passagiere mit Hilfe des Lifts im Innern des Turmes eine harmonikaartige Verbindungsbrücke und durch den Laufgang ihre Kabinen erreicht haben. Das Schiff wird »leicht« abgewogen und treibt nach Lösung der Verbindungen mit dem Mast mit dem Winde achteraus und aufwärts. Erst wenn es klar von dem Hindernis ist, werden die Propeller eingerückt. — Das Manöver ist zweifellos einfach aber unschön. Denn erstens ist das Fahrzeug während des Treibens Böen gegenüber hilflos; man wird ihm also unter Umständen durch Ballastopfer eine nicht unerhebliche Steigkraft geben müssen, zweitens war man im deutschen Fahrbetrieb immer besorgt, dem steigenden Schiff auch gleichzeitig Fahrt voraus zu erteilen. Es sollte hierdurch verhindert werden, daß es von dem aus den Überdruckventilen abgeblasenen Wasserstoff während des Steigens umgeben bleiben konnte und die Motoren in einer Knallgasatmosphäre arbeiteten. Wie weit man diese Gründe als wesentlich ansprechen will, muß dem einzelnen zur Beurteilung überlassen sein. Referent neigt der Ansicht zu, daß die Gefahr nicht sehr groß ist und deshalb keinen Grund bietet, den Mooring Tower abzulehnen, zumal wenn das Schiff einige Prozent, entsprechend wenigen hundert Metern Fahrthöhe, unprall bleibt. Unschön bleibt aber das Freiballonmanöver unter allen Umständen. Wenn, wie Pratt sagt, bei Windstille zwei Propeller schon vor dem Lösen der Verankerung rückwärts laufen sollen, so dürfte diese Art des Losgehens vom Turm auch bei Wind vorzuziehen sein.



Es folgen die bekannten Manöver während der Fahrt zur Richtungs- und Höhenänderung. — An dieser Stelle ist ein Fehler unterlaufen: die durch dynamisches Steigen erreichbare Höhe ist verglichen mit einer durch dynamisches Senken erreichbaren Tiefe. Die Verschiedenheit der Gesetze für das steigende pralle Schiff und das beim Sinken unprall werdende ist also nicht berücksichtigt. — Weiter werden die verschiedenen Navigationsinstrumente beschrieben, darunter ein drahtloser Richtungsmesser nach dem Chandlersystem, der auch bei der Amerikafahrt des R 34 benutzt wurde.

Die Lande- und Verankerungsmanöver mit Hilfe des Mooring-Mastes sind verblüffend einfach. Über dem Landeplatz läßt das Schiff seine Wurfleine fallen; zwei Leute kuppeln sie am Boden mit dem Verankerungsseil, das bereits vorher vom Turmkopf zur Erde herabgelassen war. Das Windwerk im Turm beginnt nun zu arbeiten und holt das Schiff heran, bis die automatischen Kupplungsgreifer die entsprechenden Glieder am Schiffsbug fassen und eine starre Verbindung zwischen ihm und dem Turm herstellen. Wie vorher schon erwähnt, dürfte am Verankerungsturm nicht alles so glatt gehen, wie es geschildert ist, sicher bedeutet aber das Verankerungsverfahren mit dem Mooring Tower einen wesentlichen Fortschritt.

Die fünf folgenden Kapitel, XI bis XV, sind der Konstruktion und dem Bau von Luftschiffen gewidmet. Nach einer kurzen Betrachtung über die verwendbaren Gase, Wasserstoff und Helium, und ihre Eigenschaften geht Pratt auf die Gasbehälter, d. h. die Gaszellen starrer und die Gashülle unstarrer Schiffe ein.

Die Stoffarten, Gummistoff, Goldschlägerhaut und Goldhaut werden ihrem Werte nach gewürdigt und die gebräuchlichen Armaturen der Gaszellen beschrieben. Die Unterschiede der Schiffsgruppen »unstarr«, »halbstarr« und »starr« werden an Hand der Systeme, die sie vertreten, erläutert und die Starrschiffe wieder in fünf Gruppen nach der Art, wie das Gerippe als Hauptträger ausgebildet ist, eingestellt.

Es ist bedauerlich, daß sich Pratt in dem Kapitel XII über die Maschinenleistung und den Vortrieb so eingehend mit einem Problem beschäftigt, das unsere Motorenbauer längst abgetan haben. Nach gründlicher und sachgemäßer Würdigung aller Erfordernisse für eine Luftschiffkraftanlage kommt er zu dem Schluß, daß die Verbrennungskraftmaschine als Viertakt-Benzinmotor, über ein Stirnradgetriebe mit einer Luftschraube durch Wellenleitungen gekuppelt, heute den einzig brauchbaren Antrieb abgibt. Leider verliert er sich dann in Erwägungen der Vorteile, die ein Luftschiff durch die Verwendung von Wasserstoffmotoren haben würde. Abgesehen von der längst erkannten Unzweckmäßigkeit dieses Gases als Motorenbrennstoff übersieht er bei seinem Vorschlag die große Komplikation in der Konstruktion einer Maschine, die sowohl mit Benzin wie mit Wasserstoff arbeiten soll, vergißt vor allem, daß er an anderer Stelle den Gewichtsverlust infolge Betriebsmittelverbrauchs mit Hilfe von Ballastgewinnern wettmachen will, um Gas zu sparen. Es kommt ja hier nicht nur auf die Kosten an, die das Abblasen des Gases oder das Verbrennen von Benzin oder Gas verursacht, sondern in recht erheblichem Maße auch darauf, daß die Führung das Gas in den Zellen behält, um damit manövrieren zu können. Das Problem des Wasserstoffmotors würde also mit seiner Lösung durchaus nicht nur Vorteile für die Luftschiffahrt bringen.

Für Stabilisierung und Steuerung (Kap. XIII) hat sich die heute allgemein übliche Form bestens bewährt. Bei den bisherigen Abmessungen ist die Betätigung der Ruder mit Hilfe eines Übersetzungsgetriebes noch mit Handkraft möglich. Ganz mit Recht wird aber darauf hingewiesen, daß mit zunehmender Schiffsgröße irgendwelcher maschinelle Antrieb zur Bewegung der Ruder erforderlich wird.

Unter den verschiedenen Mitteln zur Höhenänderung werden auch die in England benutzten schwenkbaren Propeller erwähnt. Für kleinere Schiffe mögen sie vielleicht sich ab und an bewähren, bei den größeren haben auch die Engländer diese Einrichtung wieder aufgegeben. — Um so mehr Beachtung verdient das über Ballastgewinnung Gesagte. Auf großen Strecken würde der Betriebsmittelverbrauch zu so bedeutendem Gasverlust und somit Erhöhung des Fahrtniveaus führen, das nicht nur beträchtliche Kosten unnötig aufgewendet werden müssen, sondern daß auch das Führen des Schiffes in höchst unangenehmer Weise erschwert würde, wenn es nicht gelingt, während der Fahrt Ballast in entsprechender Menge zu gewinnen. Unbedingt möglich ist die Aufnahme von Wasser aus der See. Viel wertvollere Erfolge aber verspricht die auch von Pratt behandelte Lösung der Aufgabe, den Wasserdampf der Auspuffgase zu kondensieren. (Leider scheiterten bisher alle Versuche mehr oder minder an der schnellen Verrußung der Kondensatorelemente.)

Mit einigen Worten werden in Kapitel XIV die inneren Einrichtungen eines Luftschiffes gestreift. Die Kraftanlage ist unterteilt und bei größeren Schiffen in einzelnen Maschinengondeln untergebracht. Die Brennstoff- und Ballastvorräte finden im Laufgang Platz. Der Führerstand ist gewöhnlich getrennt von den übrigen Schiffsräumen, aber mit ihnen durch Maschinentelegraphen, Sprachrohr und Telephon in Verkehrsverbindung. Die Mannschaft soll ihre Schlaf- und Wohnräume im Laufgang finden. Beleuchtung und Heizung wird durch elektrischen Strom bewirkt, die erforderliche gute Ventilation im Innern des Schiffes durch Gasschächte, wie sie heute allgemein (zuerst beim S. L. 2) verwendet werden. Besondere Rücksicht ist auf Verminderung und Bekämpfung der Feuersgefahr genommen.

Im Schlußkapitel XV dieses Abschnittes verfolgt der Verfasser den Werdegang eines Luftschiffes vom Zeichensaal bis zur ersten Fahrt. Er gibt einen Eindruck von der Fülle der zu lösenden Aufgaben, beginnend mit der Konstruktion und den Modellversuchen im Windkanal und behandelt die Eigenschaften des Duralumins als Baumaterial. Dann führt er den Leser in die Werkstätten für die Teilfabrikation des Gerippes und der Zellen und Hüllen. In der Schiffsmontagehalle werden Teile des Gerippes zunächst mit senkrecht stehender Achse zusammengebaut. Die Gerippeknotenpunkte sind mit Hilfsrollen versehen. Die Stühle der eigentlichen Helling haben bogenförmige Bahnen jeweils entsprechend dem Durchmesser des zugehörigen Gerippeinges, so daß die Gerippeteile, die nun auf sie zu liegen kommen, sich mit Hilfe der Rollen leicht um ihre horizontale Achse drehen können. Man ist dadurch imstande, einen großen Teil der übrigen Gerippearbeit ohne hohe Gerüste vom Boden aus vorzunehmen. (Das Verfahren erinnert an das beim ersten Schütte-Lanz angewandte; dort wurde ebenfalls das Gerippe während der Montage um die Längsachse gedreht. Für die Folgezeit wurde es jedoch nicht mehr benutzt, weil die Nachteile nicht durch genügend Vorteile ausgeglichen werden konnten. Ob sich das englische Verfahren auf die Dauer bewährt, muß daher die Zukunft zeigen.) Nach Fertigstellung des Gerippes werden die Gasschächte eingezogen und die Gaszellen eingebracht. Durch teilweises Füllen hebt man den Schiffsrumpf von seiner Unterlage ab, so daß die Gondeln untergeschoben werden können. Alle Anschlüsse werden miteinander verbunden, die Außenhülle geschlossen und zelloniert. Sobald nun die Zellen ausreichend nachgefüllt sind, ist das Schiff fertig zur ersten Fahrt.

Kapitel XVI beschäftigt sich mit den Verbesserungen und der Fortentwicklung des Luftschiffs, die man von der Zukunft erwarten kann. An Hand von Diagrammen wird gezeigt, wieviel allein schon durch Vergrößerung der Dimensionen zu gewinnen ist. Die eigentlichen Verbesserungen werden vor allem darauf hinauslaufen, die Nutzlast im Verhältnis zum Auftrieb zu erhöhen. Eine Erhöhung des spezifischen Gasauftriebs ist nicht zu erwarten (eher eine Minderung, wenn man erst aus andern Gründen zum Helium übergehen kann), wohl aber läßt sich durch sorgfältige rechnerische und konstruktive Arbeit sicherlich am Totgewicht des Gerippes und der Maschinenanlage sparen, besonders wenn noch höherwertige Legierungen als Duralumin gefunden werden. Der zweite Weg zum Fortschritt geht über die Verringerung des Luftwiderstandes. Auch er ist aussichtsvoll. Größte Beachtung verdient der Gesamtwirkungsgrad der Maschinenanlage, denn hier multipliziert sich jeder Gewinn infolge des Brennstoffbedarfs mit der Länge der zurückzulegenden Strecke. Auch die Minderung der Baukosten wie der Betriebskosten ist anzustreben und erreichbar.

Pratts Werk schließt mit einem Kapitel über den Wert des Luftschiffs für die Landesverteidigung. Er erklärt offen, daß die Wirkung der Luftschiffangriffe auf England bedeutend größer gewesen ist, als man während des Krieges erfahren hat. Nur die Brennbarkeit des Wasserstoffs war die Achillesferse des Luftschiffes. Mit der Verwendung des Heliums, Vermischung mit Wasserstoff, wird es eine Waffe von höchster Leistungsfähigkeit. Die Möglichkeit seiner Ausnutzung für die Aufklärung, im Kreuzerkrieg, zum Aufbringen von Schiffen, zur Abwehr feindlicher Angriffe, selbst zur Truppenbeförderung ist äußerst vielseitig. Jedes Handelsluftschiff besitzt an sich die Eigenschaften, die vom Kriegsfahrzeug gefordert werden müssen. Gründe genug für England, der »führenden Handelsnation«, auch die Herrschaft zur Luft anzustreben, wie es sie bisher zur See besaß.

Als Anhang ist dem Buch der eigenhändige Fahrtbericht des Brigadier-Generals Maitland, Direktor des Airship Service's, über die Fahrten des R 34 von England nach New York mit einigen Kürzungen beigegeben. Diese Notizen sind äußerst lesenswert. Was dem Fachmann von vornherein klar sein mußte, wird durch den Bericht belegt. Für derartige Unternehmungen ist der Typ des R 34 zu klein oder — zu schwer. Bei etwas schlechteren Witterungsverhältnissen, d. h. etwas stärkerem Gegenwind, wäre die Aufgabe infolge Benzinmangels nicht gelöst worden, obwohl außer der Besatzung und einer geringfügigen Menge Post nur Betriebsmittel an Bord waren. Das Unternehmen wäre zum Abenteuer geworden mit sehr fragwürdigem Ausgang. Denn die Idee des Schleppens eines Luftschiffes durch ein Torpedoboot einige hundert Kilometer weit über See — die Vorbereitungen dazu wurden bereits getroffen — ist eine Ausgeburt höchster Not.

Bleistein.

Leistungen der R-Flugzeuge bei Kriegsflügen.

Ad. K. Rohrbach.

Nachdem die Entwicklung und der konstruktive Aufbau der verschiedenen während des Krieges erbauten deutschen R-Flugzeugarten durch zahlreiche Beschreibungen bekannt geworden sind, dürfte eine kurze Zusammenstellung der von diesen Flugzeugen an den feindlichen Fronten in der Praxis vollbrachten Leistungen für die gegenüberstellende Beurteilung der verschiedenen Bauarten von Interesse sein.

Von R-Flugzeugen, und zwar von zwei solchen der Staakener Bauart mit dezentraler Kraftanlage, wurden am 13. August 1916 und an den folgenden Tagen die ersten Feindflüge ausgeführt. Diese Flüge fanden bis in den Sommer 1917 ausschließlich an der Ostfront statt. Vom 3. September 1916 ab bis in den Juli 1917 hinein wurden dann außer den Flugzeugen mit dezentraler Motoranlage auch solche mit zentraler Kraftanlage, und zwar Siemensflugzeuge, an der Ostfront verwendet. Im Sommer 1917 erschien an der Ostfront auf kurze Zeit noch ein weiterer Vertreter der zentralen Bauart der Motorenanlage, nämlich ein R-Flugzeug von D. F. W., welches allerdings nur einen Feindflug ausgeführt hat. Der größere Teil aller Flüge an der Ostfront fand nachts statt. Vom September 1917 ab fanden die R-Flugzeuge, und zwar ausschließlich solche der dezentralen also Staakener Bauart, nur noch an der Westfront Verwendung. Sie haben dort sämtliche Flüge bei Nacht, oft unter den schwierigsten Verhältnissen, ausgeführt.

Zahlentafel 1 zeigt die Anzahl der Flüge sowie die abgeworfenen Bombenmengen für die verschiedenen R-Flugzeugbauarten.

Die Nutztragfähigkeit der R-Flugzeuge wurde vom Tag ihrer erstmaligen Frontverwendung an stetig und rasch gesteigert. Dies geht aus Zahlentafel 2 hervor.

Nur für 88 vollständig durchgeführte Westfrontflüge waren vollständige Angaben über Nutzlast und Flugdauer zu erlangen.

Zahlentafel 3.

Nutzlast	Zahl der Flüge	Flugdauer	Zahl der Flüge
Zwischen 3850 kg und 4000 kg	12	zwisch. 2½ u. 3 h	4
» 4000 » » 4200 »	15	» 3 » 4 »	20
» 4200 » » 4400 »	14	» 4 » 5 »	33
» 4400 » » 4600 »	30	» 5 » 6 »	20
» 4600 » » 4700 »	7	» 6 » 7 »	8
» 4700 » » 4800 »	10	» 7 » 8 »	3
Größte Nutzlast 4789 kg		Größte Flugdauer 7 h 50 min	

Zahlentafel 1.

Bauart		Zahl der beteiligten Flugzeuge	Zahl der Flüge			Abgeworfene Bomben	
			begonnen	durchgeführt	nicht durchgeführt	Gesamtgewicht	Durchschnitt pro Flug
Staaken . . .	An der Ostfront. .	4	21	18 = 86 vH	3 = 14 vH	15 485 kg	860 kg
	an der Westfront .	16¹)	102	94 = 92 vH	8 = 7,8 vH	103 932 kg	1110 kg
	im ganzen	20¹)	123	112 = 91 vH	11 = 9 vH	119 417 kg	970 kg
Siemens. . . .	An der Ostfront .	4	23	20 = 87 vH	3 = 13 vH	9 425 kg	470 kg
	an der Westfront .	—	—	—	—	—	—
D. F. W. . . .	An der Ostfront .	1	1	1	—	680 kg	680 kg
	an der Westfront .	—	—	—	—	—	—
And. Bauarten	- -	—	—	—	—	—	—

¹) Hierbei 7 Lizenzbauten.

Zahlentafel 2.

Flugtag	Nutzlast	Gipfelhöhe	Flugdauer	Flugzeug	Bauart der Flugzeuge	Motoren	Tag der Abnahme des Flugzeuges
13. 8. 16	2296 kg	2500 m	3 h 30 min	R 9	Staaken, M. 2	3 Mayb. 240 PS	28. 11. 15
16. 8. 16	2507 kg	über 1900 m	2 » 27 »	R 9	» » 2	3 » 240 »	» » »
22. 9. 16	3310 kg	» 3000 m	3 » 10 »	R 10	» » 3	6 Daiml. 160 »	28. 8. 16
9. 7. 17	4306 kg	3600 m	3 » 48 »	R 12	» » 4	4 Benz. 200 » 2 Daiml. 160 »	5. 5. 17
18. 12. 17	4434 kg	2900 m	5 » 40 »	R 12	» » 4	4 Benz. 200 » 2 Daiml. 160 »	5. 5. 17
25. 1. 18	4727 kg	3500 m	4 » 35 »	R 13	» » 5	5 Mayb. 260 »	26. 9. 17
8. 3. 18	4771 kg	3300 m	6 » 40 »	R 13	» » 5	5 » 260 »	26. 9. 17
1. 7. 18	4789 kg	1900 m	4 »	R 31	» » 6	4 Daiml. 260 »	

Die Flughöhen sind nur für 81 Westfrontflüge bekannt:

Zahlentafel 4.

Flughöhe	Anzahl der Flüge
Zwischen 1600 m und 2000 m	4
» 2000 m » 2400 m	11
» 2400 m » 2800 m	24
» 2800 m » 3200 m	30
» 3200 m » 3600 m	16
» 3600 m » 4000 m	5
4000 m	1

Die Besatzungen der Flugzeuge waren 7 bis 10 Köpfe stark.

Bei 21 von 88 vollkommen durchgeführten Westfrontflügen blieb während des Fluges ein Motor stehen oder mußte abgestellt werden, ohne daß es gelang, ihn während des Fluges wieder in Gang zu bringen. Bei 5 von diesen 21 Flügen geschah das schon während des Hinfluges. Bei 6 weiteren Flügen konnten schwerere Störungen der Motorenanlage, wie Wasserdefekte, Benzinrohrbrüche, Ventil- und Zündungsdefekte, die teils bereits zu einem Versagen von Motoren geführt hatten, teils dieses früher oder später zur Folge gehabt hätten, während des Fluges so repariert werden, daß der betreffende Motor während des ganzen Fluges in Gang blieb. Bei drei weiteren Reparaturfällen kamen die Motoren nach einiger Zeit doch noch zum Stillstand.

Weitere Angaben über die Fronterfahrungen mit R-Flugzeugen werden im »Handbuch für Flugzeugwesen« von Herrn Dipl.-Ing. Noack, dem der Verfasser auch die Unterlagen für die vorstehenden Angaben verdankt, veröffentlicht werden.

Die erweiterte logarithmische Polare zur Flugzeugberechnung.

Von Dipl.-Ing. Richard Vogt.

Bei Gelegenheit meiner Tätigkeit als Aerodynamiker beim Zeppelin-Werk Lindau beschäftigte ich mich eingehend mit den von Eiffel angegebenen logarithmischen Polaren.

Diese von Eiffel[1]) empfohlene Methode, mit Hilfe logarithmischer Papiere die Zusammenhänge von Tragkraft, Geschwindigkeit, Flächengröße und Motorstärke zu ermitteln, war leider nicht geeignet, die gestellte Aufgabe rascher zu lösen, als dies rechnerisch der Fall war. Vielmehr mußte die ganze, doch ziemlich umständliche Rechentafel für jedes neue Ausmaß der Tragfläche neu hergestellt werden, um dann allerdings ein anschauliches Bild zu geben.

Durch den einfachen Kunstgriff, die Größe der Tragfläche ebenfalls als veränderliche Größe in die Tafel eingehen zu lassen, war es erreicht, eine außerordentlich übersichtliche graphische Rechenmethode zu schaffen. Die Tafel brauchte nur einmal gerechnet und entworfen zu werden, um für alle denkbaren Verhältnisse Verwendung finden zu können. In Minuten konnte die gesamte Leistungsberechnung sicher erfolgen, sofern eine Widerstandsberechnung vorlag.

Im folgenden soll kurz der Aufbau der Tafel entwickelt und gleichzeitig gezeigt werden, welche Aufgaben damit zu lösen sind.

Es bedeuten:
G das Gesamtgewicht in kg,
N die Leistung des Motors in PS,
F die Größe der Tragfläche in m²,
v die Geschwindigkeit in m/s,
$\frac{\gamma_x}{g}$ die Massendichte der Luft in der Höhe H_x,
H_x die Flughöhe in m,
c_a den Auftriebsbeiwert,
c_{wg} den Widerstandsbeiwert des ganzen Flugzeugs, also einschl. des reduz. Stirnwiderstands,
η den Wirkungsgrad der Luftschraube.

[1]) Das Verfahren stammt von Rieth, dem Mitarbeiter von Eiffel; es ist im Eiffelschen Buch von 1914 veröffentlicht. Vergl. auch einen Bericht darüber von Munk ZFM 1916 S. 37.

Die Grundgleichungen lauten

$$G = c_a F v^2 \frac{\gamma_x}{2g}$$

$$75 \cdot \eta N = c_{wg} F v^3 \frac{\gamma_x}{2g}$$

oder in anderer Form

$$c_a = G \cdot \frac{1}{F} \cdot \frac{1}{v^2} \cdot \frac{2g}{\gamma_x}$$

$$c_{wg} = 75 \cdot \eta \cdot N \cdot \frac{1}{F} \cdot \frac{1}{v^3} \frac{2g}{\gamma_x}.$$

Logarithmiert man die Gleichungen, so erhält man

$$\lg c_a = \lg G - \lg F - 2 \lg v + \lg \frac{2g}{\gamma_x}$$

$$\lg c_{wg} = \lg \eta + \lg 75\, N - \lg F - 3 \lg v + \lg \frac{2g}{\gamma_x}.$$

Trägt man auf doppelt logarithmisches Papier die aus Modellversuchen und Widerstandsrechnung gefundenen zusammengehörenden Werte c_a und c_{wg} auf, so gelangt man zu irgendeinem Punkt der Kurven $\lg c_a = f(\lg c_{wg})$, wenn man der Reihe nach als Abszissen und Ordinaten die Werte aufträgt:

$$\lg \eta;\ \lg 75\, N;\ -\lg F;\ -3 \lg v;\ \lg \frac{2g}{\gamma_x}$$

bzw.

$$\lg G;\ -\lg F;\ -2 \lg v;\ \lg \frac{2g}{\gamma_x}.$$

Da $-\lg F$ sowohl als Abszisse, als auch als Ordinate erscheint, so kann man einfacher $-\sqrt{2}\,\lg F$ auf der Winkelhalbierenden auftragen.

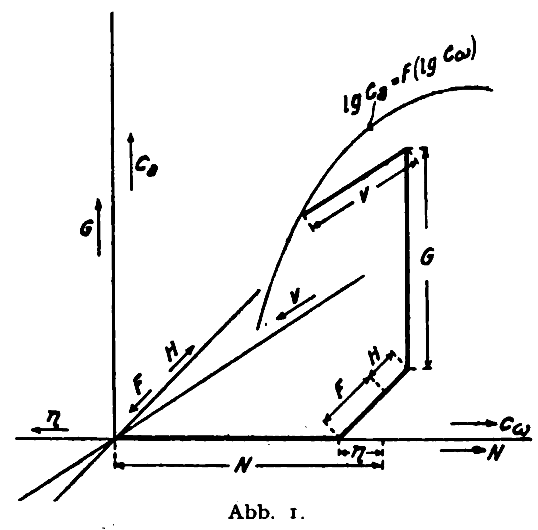


Abb. 1.

Das gleiche gilt für die Größe $\frac{2g}{\gamma_x}$, man trägt $\sqrt{2}\,\lg \frac{2g}{\gamma_x}$ auf derselben Geraden auf, wie F und erhält so eine Skala für die Flächengröße F und die Flughöhendichte γ_x. An Stelle der Dichten γ_x schreibt man in die Tafel vorteilhafter die Höhen H ein.

Die Werte $-3 \lg v$ und $-2 \lg v$ werden einfacher auf einer entsprechend geneigten Geraden, deren Tangente $= \frac{2}{3}$ ist, aufgetragen als $-\sqrt{13}\,\lg v$.

Es ergibt sich somit ganz allgemein das Bild der Abb. 1, aus dem zusammengehörige Werte von η, N, G, F, H und V auf der Polaren enden und ihrer Größe nach ersichtlich werden.

Anwendungen.

1. Bestimmung der Fluggeschwindigkeit in den verschiedenen Höhenlagen (Abb. 2).

Voraussetzung ist die Kenntnis der Motorleistung in der jeweiligen Höhe. Man geht von der Leistung N der Abszissenachse aus, verkürzt die Länge um η, reiht in der genauen

Richtung G, H, F und v aneinander und findet v der Größe nach im Schnitt mit der Polaren.

Auf der Polaren kann der Tragflächenwinkel abgelesen werden, unter dem bei diesem Gleichgewichtszustand ge-

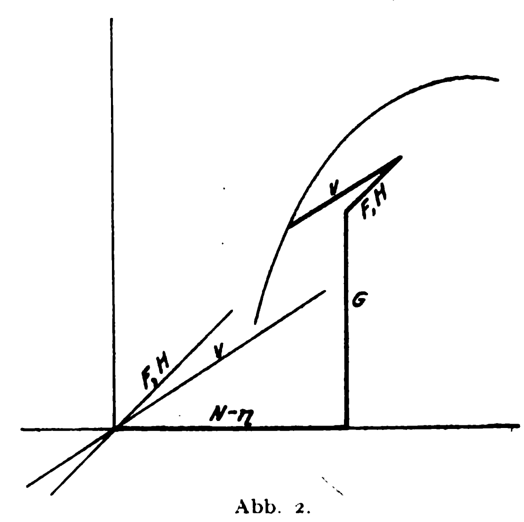


Abb. 2.

flogen wird. Da mit jeder Höhe N und H sich ändern, so muß der Linienzug für jede Höhe gezeichnet werden, was eine Augenblicksarbeit darstellt.

2. Bestimmung der Gipfelhöhe (Abb. 3).

In der Gipfelhöhe stellt der Auftrieb ein Maximum dar. Das Maximum für irgendwelche festen Werte von N, F und H

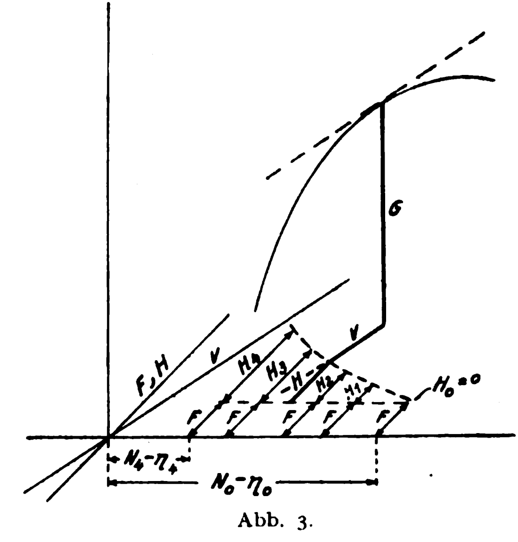


Abb. 3.

wird dann erreicht, wenn G in dem Punkt der logarithmischen Polare endet, in welchen die Tangente parallel der v-Richtung berührt.

Abb. 5 (Tafel I).

Zur Bestimmung der Gipfelhöhe geht man also von diesem Berührungspunkt aus und trägt G nach unten ab und gliedert die Richtung von v an. Trägt man nun zu jeder Leistung lg 75 N — lg η in der Höhe H erst die gleichbleibende Flächengröße auf und dann die dazugehörende Höhe H, so erhält man die gestrichelte Kurve, welche gleichsam die Leistungsabnahme mit der Höhe darstellt. Wo die v-Richtung diese Kurve schneidet, kann man die Gipfelhöhe H ablesen.

3. Bestimmung der Steiggeschwindigkeit (Abb. 4).

Man geht wieder vom Maximalauftrieb, analog der Abb. 3 aus und zieht die senkrechte Richtung der G, gliedert H und F an und findet, daß die v-Richtung die Abszissenachse in $N' - \eta'$ schneidet. N' stellt die zu dieser Höhe gehörende Mindestleistung dar.

Sind N PS vorhanden, so ist die Steiggeschwindigkeit

$$w = \frac{75\,(N - N')}{G}.$$

Man kann so die Steiggeschwindigkeit in jeder Höhe ermitteln, der Linienzug bleibt bestehen.

Bildet man die mittlere Steiggeschwindigkeit zwischen 2 Höhen H_1 und H_2 aus

$$w = \frac{w_1 + w_2}{2},$$

so erhält man die Steigzeit zwischen H_1 und H_2 aus

$$t = \frac{H_2 - H_1}{w} \text{ [Sek.]}.$$

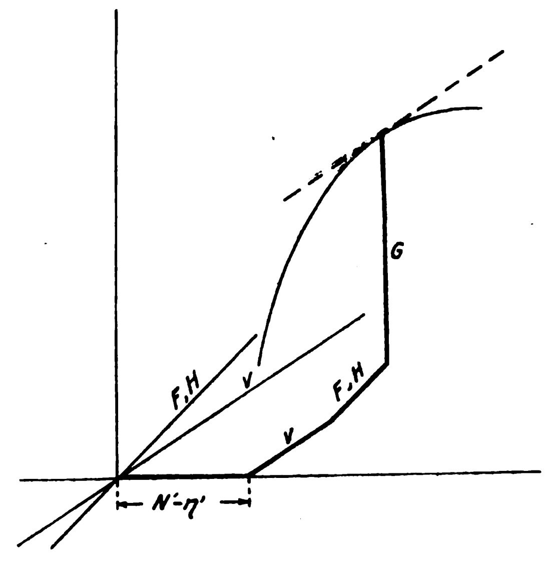


Abb. 4.

Abb. 6 (Tafel II).

Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, daß mit Hilfe der Eiffelschen logarithmischen Polaren durch eine einfache Erweiterung allgemeine Rechentafeln entworfen werden können. An den einfachsten Beispielen wird die Verwendung der Tafeln gezeigt. Andere Fragen, wie z. B.: »Wie ändert sich die Geschwindigkeit, wenn das Gewicht sich ändert?« oder: »Welche Motorleistung ist erforderlich, wenn die Geschwindigkeit erhöht werden soll?« oder: »Mit wieviel PS kann das Flugzeug in der und der Höhe gerade noch fliegen?«, lassen sich ebenso leicht und übersichtlich lösen ohne irgendwelche zu Fehlern Anlaß gebende Rechenarbeit.

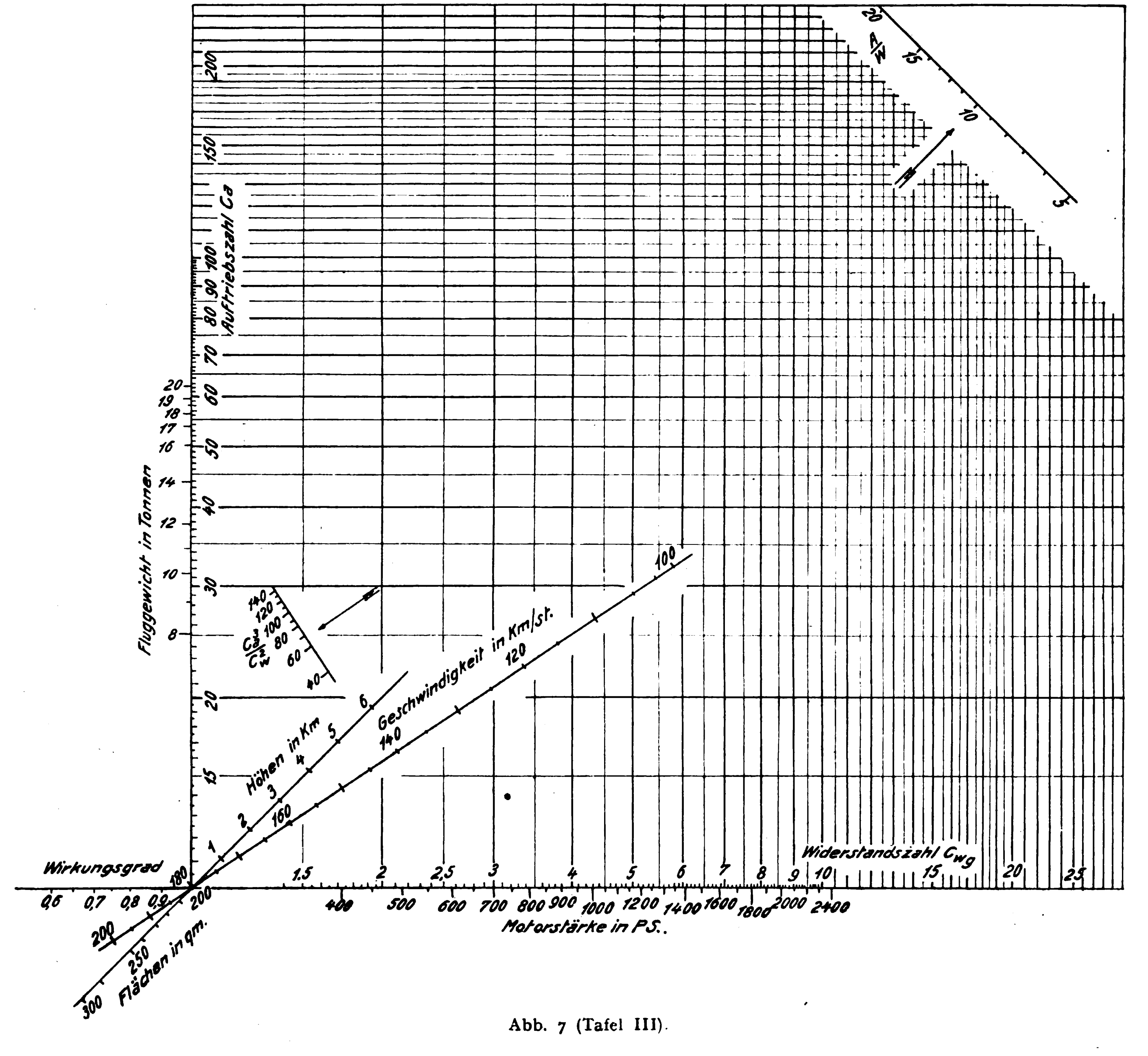


Abb. 7 (Tafel III).

Zum Schluß werden drei gerechnete Tafeln veröffentlicht, die zur praktischen Berechnung sofortige Anwendung finden können. Es hat sich im Interesse größerer Genauigkeit gezeigt, daß es vorteilhaft ist, für die verschiedenen Größen von Flugzeugen getrennte Tafeln zu entwerfen.

Tafel I reicht bis ca. 300 PS und 30 m² Fläche. Die Ausgangspunkte für sämtliche Skalen liegen im Koordinatenursprung, so daß der Höhe 0 m, der Flächengröße 20 m², der Geschwindigkeit 180 km/h keine Skalenlängen entsprechen.

Tafel II reicht bis ca. 700 PS und 150 m² Fläche. Die Skalen für die Geschwindigkeit und Höhe liegen wieder im Ursprung, beginnend mit den Größen 0 m Höhe und 180 km Geschwindigkeit. Die Flächenskala wurde vorteilhafter aus dem Ursprung entfernt, so daß die Größe 80 m² Fläche den Ausgangspunkt darstellt.

Tafel III reicht bis ca. 2400 PS und 300 m² Fläche. Sämtliche Skalen liegen wieder im Ursprung, beginnend mit 0 m Höhe, 200 m² Fläche und 180 km/h Geschwindigkeit.

Sämtliche drei Tafeln wurden schließlich ergänzt durch eine Skala für das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand $\left(\frac{A}{W}\right)$ und eine Skala für die Leistungszahl $\frac{c_a^3}{c_w^2}$. Jedem Punkt der Tafel entspricht ein Wert von c_a und c_w, also auch bestimmte Werte von $\frac{c_a}{c_w}$ und $\frac{c_a^3}{c_w^2}$. Gleiche Werte von $\frac{c_a}{c_w}$ liegen auf geraden Linien unter 45° Neigung, gleiche Werte von $\frac{c_a^2}{c_w^2}$ auf Geraden, deren Neigung φ aus $\operatorname{tg} \varphi = \frac{2}{3}$ bestimmt ist (parallel der Geschwindigkeitsskala). Für jeden Punkt der eingezeichneten logarithmischen Polaren kann der jeweilige Wert von $\frac{A}{W}$, bzw. von $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ durch einfache Projektion auf die Skalen in der passenden Richtung gefunden werden. Da beide Werte

von besonderer Bedeutung sind, hat sich die Ergänzung der Tafeln in dieser Richtung sehr gelohnt.

Nachtrag. Wie mir von der Schriftleitung mitgeteilt wurde, sind im neuen Eiffelbuch, das die Resultate des Krieges enthält, ähnliche Tafeln enthalten, allerdings ohne variable Luftdichte.

Der Einfluß der wissenschaftlichen Forschung auf die Konstruktion der Flugzeuge.

Von K. G. Gaule, Danzig.

(Fortsetzung von Seite 58.)

Um hier nicht ungerecht zu erscheinen, muß natürlich zugegeben werden, daß die Flugzeuge selbst auch wesentlich besser geworden sind, besonders ihre Flugeigenschaften, Wendigkeit und Steuerbarkeit wurden in dieser Periode auf eine ganz andere Stufe gebracht, ihr Kampfwert wurde außerordentlich vergrößert. Die Schaffung einer ständig wachsenden Zahl neuer Spezialtypen fällt in diese Zeit und steigerte die Beanspruchung der Konstruktionsbureaus, die unter Personalmangel litten, bis an die Grenze des Möglichen.

Aber nichtsdestoweniger, eine Hemmung in der Entwicklung der Flugzeugkonstruktion war die Folge der Höhenmotoren.

Nur wenige Firmen brachten die Entschlußkraft auf, begünstigt durch ihre Erfahrung im Metallbau oder durch ihre Tradition dazu prädisponiert, den zweiten Weg einzuschlagen.

Dieser ist dadurch gegeben, daß die Steigzahlen ähnlich aufgebauter Flugzeuge sich allerdings wenig voneinander unterscheiden, daß aber beim Übergang vom Zweidecker zum Eindecker der Zuwachs von $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ sehr erheblich ist. (beim Eindecker 90 gegen 50 beim Zweidecker) und noch sehr vergrößert werden kann, wenn dieser Weg zielbewußt weiter verfolgt wird, durch Ausbildung der Flügel als freitragende Körper, ohne äußere Verspannungsteile zum Zweck der äußersten Verminderung der Widerstände [1]).

Eine wissenschaftlich begründete Entscheidung für die freitragende Bauweise der Flügel konnte erst getroffen werden, als Versuche gezeigt hatten, daß der Profilwiderstand, der aus statischen Gründen notwendigen »dicken« Flügel nicht wesentlich größer ist wie der der normalen Flügel.

Damit ist die Fruchtbarkeit der Kannschen Gleichung noch nicht erschöpft. So wie aus dem Polardiagramm die als konstruktive Richtlinie brauchbare Gleichung (17) abgeleitet werden konnte, läßt sich auch (26) in eine Form bringen, die beim Entwurf von Flugzeugen wertvolle Dienste leistet. Durch Differentiation ergibt sich nämlich:

$$dZg = \frac{21{,}8}{1+2}\left[\left(\frac{d\Sigma}{\Sigma}+\frac{dF}{F}\right)+ +2\cdot\left(\frac{dN_0}{N_0}+\frac{d\eta}{\eta}\right)-3\left(\frac{dG}{G}\right)\right] \quad . \ . \ . \ (27)$$

wobei Σ die Steigzahl $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ bedeutet und v als gegeben betrachtet wird.

Da es sich hier nur um kleine prozentuale Abweichungen handelt, ist auch der Näherungscharakter der Beziehung nicht mehr so bedenklich.

Besonders deutlich geht aus (27) die Stärke des Einflusses, den eine Veränderung der hauptsächlichsten Bestimmungsgrößen des Flugzeuges auf eine seiner wichtigsten Eigenschaften hat, hervor.

[1]) Die Überlegenheit des Eindeckers beruht eben darauf, daß der durch die Nachbarflügel induzierte Widerstand fortfällt. Es ist daher logisch gerade an diesem Punkte mit der konstruktiven Verbesserung einzusetzen und auch alle anderen Widerstände möglichst zu reduzieren.

Für den Konstrukteur war die starke Betonung des Gewichtes besonders eindrucksvoll, um so mehr, als nach dem oben Gesagten die Möglichkeit einer prozentual sehr erheblichen Vergrößerung der Steigzahl außerhalb des Gesichtskreises des Durchschnittskonstrukteurs lag.

Diese Einsicht drückte sich praktisch in einer Periode äußersten Raffinements in der statischen Berechnung und Durchkonstruktion des Flugzeuges aus.

Bisher wurde die sekundäre Abhängigkeit der konstruktiven Bestimmungsgrößen voneinander nicht in den Kreis der Betrachtungen gezogen.

Die Notwendigkeit immer größerer Verfeinerung der Konstruktion und das verschiedentliche Ausbleiben des vollen, von einer konstruktiven Maßnahme erwarteten Erfolges, zwangen aber mit der Zeit zu einer weiteren Vertiefung der Einsicht, auch in diese Zusammenhänge zweiter Ordnung.

Das Mittel dazu war:

6. Die Zerlegung von Gewicht und Widerstand.

Der Widerstand W eines Flugzeuges setzt sich aus den Widerständen:

W_S (schädlicher Widerstand), der keinen Beitrag zum Auftrieb liefernden Teile,
W_F des Tragflächensystems (Flügelwiderstand) und
W_P der Luftschraube (Propeller-Schlüpfungs-Widerstand)
zusammen.

$$W = W_S + W_F + W_P \quad . \ . \ . \ . \ (28)$$

der schädliche Widerstand

W_S ist seinerseits die Summe folgender Teilwiderstände:
W_T der freiliegenden Verspannungsorgane des Tragwerkes,
W_L der Leitwerke (einschl. Rumpf als Leitwerksträger),
W_R des Fahrgestells (Roll-Einrichtung),
W_M der freiliegenden Triebwerksteile (Motor usw.),
W_N der freiliegenden Teile der Nutzlast (Führerkopf, M.G. usw.)

$$W_S = W_T + W_L + W_R + W_M + W_N \quad . \ . \ (29)$$

während der Flügelwiderstand

W_F sich aus folgenden Teilen zusammensetzt:
W_O der reine Widerstand des Einzelflügels,
W_{Je} der Widerstand des Einzelflügels infolge der Eigen-Induktion,
W_{Jf} der Widerstand des Flügelsystems infolge der Fremd-Induktion

$$W_F = W_O + W_{Je} + W_{Jf} \quad . \ . \ . \ . \ (30)$$

Das Gewicht G eines Flugzeuges zerfällt in folgende analog gebildete Teile:

G_T Gewicht des Tragwerkes,
G_L Gewicht der Leitwerke und des Rumpfes,
G_R Gewicht des Fahrgestells,
G_M Gewicht des Triebwerkes,
G_N Gewicht der Nutzlast.

$$G = G_T + G_L + G_R + G_M + G_N \quad . \ . \ . \ (31)$$

Hier soll nun nur gezeigt werden, in wie verwickelter Weise diese 5 Gewichts- und 9 Widerstandsgrößen miteinander verknüpft sind, um daraus zu zeigen, wie ungemein schwierig die exakte Lösung der Berechnung eines Flugzeuges ist. Welcher Art diese Abhängigkeiten im einzelnen sind, wird, soweit es bekannt ist und der Raum die Erörterung zuläßt, im speziellen Teil dargelegt werden.

Zunächst sind die Einzelwiderstände unter sich voneinander abhängig.

Der schädliche Widerstand W_S ist in W_T, abhängig von $W_F = W_O + W_{Je} + W_{Jf}$, da W_F durch die Form und gegenseitige Anordnung der Flügel bedingt ist und diese ihrerseits wieder die Zahl und Gestalt der Verspannungsteile und damit auch W_T bestimmt.

In W_L ist er abhängig von W_F und W_P. Von W_F, da durch Gestalt des Flügelsystems die Größe und Form des Leitwerkes bedingt ist (Notwendigkeit der Erfüllung der Gleichgewichtsbedingung (3)) und damit sein Widerstand W_F. Von W_P, weil einerseits der Schraubenwirkungsgrad unter Umständen von der Rumpfgestalt abhängt und

weil anderseits die Wirkung des Schraubenstrahles auf das Leitwerk bei dessen Durchbildung berücksichtigt werden muß und so eine mittelbare Abhängigkeit gegeben ist.

In W_R ist W_S abhängig von W_F und W_P. Von W_F, weil durch die Ausbildung der Flügel die Landegeschwindigkeit und damit die Form des Fahrgestells beeinflußt werden. Von W_P, da der Wirkungsgrad des Propellers von seinem Durchmesser abhängt und durch diesen wieder die Höhe des Fahrgestells bedingt ist.

In W_M ist er von W_F abhängig, da der Kühler des Motors unter Umständen (als Flügelkühler) die Luftströmung um die Flügel beeinflußt und damit auch W_F.

In W_N ist er mit bedingt durch W_F und W_T und im Grunde auch von allen anderen Ws, da der Waffeneinbau und die Rücksicht auf die Möglichkeit des Waffengebrauches in der Hauptsache die Gestalt des Flügelsystems und die Durchbildung der Verspannung, aber mehr oder weniger die Konstruktion der anderen Flugzeugteile beeinflußt.

Diese Übersicht (die noch nicht einmal ganz vollständig ist) über einen Teil dieser Zusammenhänge genügt, um eine Vorstellung davon zu geben, wie verwickelt die Dinge im ganzen liegen, denn ebenso wie die Einzelwiderstände sind die Teilgewichte unter sich abhängig und dazu tritt erst noch die Verknüpfung der Teilgewichte mit den Einzelwiderständen.

Nach dem Gesagten scheint es kaum denkbar, daß ein Flugzeug wirklich berechnet werden kann. Der Knoten kann nur durchhauen, aber nicht gelöst werden.

Praktisch ist es nun so, daß dem Konstrukteur in vielen Fällen die Entscheidung durch äußere Umstände abgenommen wird, z. B. brauchte er sich gar nicht lange zu überlegen, ob es besser ist, einen Propeller größeren Durchmessers zu wählen und dafür ein ungünstig hohes Fahrgestell in Kauf zu nehmen oder umgekehrt. Die Drehzahl der Motoren war normalisiert und damit der Propellerdurchmesser gegeben, wenn nicht ein Zwischengetriebe in Kauf genommen werden wollte. Betriebssichere Untersetzungsgetriebe waren aber, zum Schaden der erreichbaren Flugleistung, aber zum Nutzen der raschen Durchführung der Konstruktion, nicht zu haben.

In anderen Fällen konnten ihn allgemeine wissenschaftliche Richtlinien für die Konstruktion, wie sie in (17) und (27) enthalten sind, zum Entschluß führen.

In den meisten Fällen war er allerdings auf die überlieferte praktische Erfahrung angewiesen, die sich mit der schrittweisen Vervollkommnung der Konstruktion ein hohes Maß von Zuverlässigkeit erworben hatte.

Die Übertragung dieses Wissens »wie man es macht« auf neue Konstruktionen wurde unter dem Einfluß der zunehmend wissenschaftlicher werdenden Denkungsweise der Konstrukteure immer methodischer gehandhabt.

In anderen Fällen wieder konnte auch erkannt werden, daß der anderweitige Nachteil, der mit Anwendung wissenschaftlicher Hilfsmittel zur Verbesserung der Konstruktion im einzelnen verbunden ist, ganz nebensächlich war. Um nur zwei Beispiele zu nennen: bei der aerodynamisch günstigen Querschnittgebung der freiliegenden Verspannungsteile oder bei der Wahl der Propellersteigung.

Diese konstruktiven Forderungen der Wissenschaft fanden naturgemäß zuerst praktische Berücksichtigung.

Da aus den hier erläuterten Gründen die Notwendigkeit vorlag, bei Neukonstruktionen vielfach die Erfahrungen an bereits fliegenden Flugzeugen heranzuziehen, wurde es wünschenswert, die Richtigkeit der aus solchen empirischen Erwägungen heraus getroffenen konstruktiven Maßnahmen durch Versuch zu entscheiden. Modellversuche kamen schon deshalb nicht in Frage, weil ihre wirklichkeitstreue Ausführung zu sehr aufgehalten hätte. Die Versuche mußten mit ganzen Flugzeugen gemacht werden und ohne große Vorbereitungen ohne weiteres durchzuführen sein, da vielfach nach dem ersten Probeflug eines Flugzeuges mit größter Beschleunigung noch konstruktive Veränderungen vorgenommen wurden.

Es mußte also ein Ausdruck gefunden werden, der die Güte eines Flugzeuges möglichst als eine einzige Zahl in Beziehung zu den leicht feststellbaren Hauptdaten des Flugzeuges und zu möglichst nur einer Meßgröße setzte.

Ein derartiger Ausdruck ist die Kannsche Gipfelhöhengleichung (26)

$$Zg = \frac{21.8}{1+2\nu} \cdot \log \frac{350 \left(\frac{C_a^3}{C_w^2}\right)_{max} \cdot \eta^2}{\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right)} \quad . \quad . \quad (26)$$

Hierin ist Zg die Meßgröße, das Produkt $\left(\frac{C_a^3}{C_w^2}\right)_{max} \cdot \eta^2$ die Gütezahl. Diese Beziehung war aber nicht brauchbar, weil ν nicht genügend sicher bekannt war und weil sich die Gipfelhöhe praktisch (wegen der Unzulänglichkeit der Führer) nicht genügend zuverlässig bestimmen läßt.

Diese Fehler werden bis zu einem gewissen Grade vermieden durch

7. Die Triebzahl.

Wenn die Veränderlichkeit der Luftdichte außer Betracht fällt (z. B. bei normalisierter Höhe bei den Vergleichsflügen), lautet:

$$S = S_0 - C_s \cdot q \cdot F_s = S_0 - W_p \quad . \quad . \quad . \quad (12b)$$

Durch Vereinigung mit (2) und (5) folgt hieraus:

$$S_0 = W + W_p = W_{total} = C_{w\,total} \cdot q \cdot F \quad . \quad . \quad (32)$$

und mit Benutzung von (1) und (4)

$$G \cdot v = \left(\frac{C_a}{C_{w\,total}}\right) \cdot S_0 \cdot v = 75\, N \cdot \varphi \cdot \left(\frac{C_a}{C_{w\,total}}\right) = 75\, N \cdot k \quad (33)$$

wobei φ den Ventilatorwirkungsgrad des Propellers im Stand bedeutet. Somit ergibt sich:

$$k = \frac{G \cdot v}{75 \cdot N} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

Jedes Flugzeug ist für eine bestimmte Flughöhe gebaut und wenn es richtig berechnet ist, fliegt es in dieser Höhe mit dem größten Wert von k, der ihm eigen ist. Diesen größten Wert von k nennt man die Triebzahl eines Flugzeuges. (Sie entspricht der Gleitzahl $\left(\frac{C_a}{C_w}\right)_{max}$ beim Gleitflug mit soweit abgedrosseltem Motor, daß der Schraubenzug gerade verschwindet.)

Aus dem Gesagten geht hervor, daß durch die Triebzahl offenbar nur solche Flugzeuge unmittelbar verglichen werden können, deren Eigenflughöhe vollständig oder nahezu übereinstimmt.

Zu bemerken ist noch, daß eine zuverlässige Geschwindigkeitsmessung keine ganz einfache Sache ist. Anderseits sind G, v und N Größen, deren Werte für fremde Flugzeuge man am ehesten in der Literatur angegeben findet.

B. Aus den Gleichgewichtsbedingungen für den Steigflug.

Diese Gleichungen lauten:

$$A = G \cdot \cos \varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (35)$$

$$W = S - G \cdot \sin \varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

$$M_s = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (37)$$

Dabei bedeutet φ den Winkel der Flugbahntangente mit der Horizontalen. φ ist so klein, daß $\cos \varphi = 1$ gesetzt werden kann.

Für den Anstieg der Flugzeuge ist der Grundriß der Flugbahn belanglos. Es kommt vielmehr darauf an, die Steigzeit zu kennen (d. h. die Zeit t_z, die zum Erreichen einer bestimmten Höhe z erforderlich ist. Mit andern Worten, das Barogramm für eine Neukonstruktion muß vorausgesagt werden.

Die Steigzeit ergibt sich aus

$$t_z = \int_0^{t_z} dt = \int_0^z \frac{dz}{\frac{dz}{dt}} = \int_0^z \frac{dz}{v_z \cdot \sin \varphi_z} \quad . \quad . \quad . \quad (38)$$

wobei v_z die Bahngeschwindigkeit in der Höhe z bedeutet. Die Integration kann in sehr umständlicher Weise graphisch oder auch unter Zuhilfenahme der Näherungsformeln (12b) oder (12c) analytisch durchgeführt werden.

(Fortsetzung folgt.)

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Zu dem Preisausschreiben der Technischen Hochschule vom 1. Juli 1920, welches lautete

»Es sollen die Faktoren, welche die Rentabilität eines Luftverkehrsunternehmens mit Flugzeugen bedingen, aufgestellt und die Stärke ihres Einflusses auf das Ergebnis festgestellt werden. Auf Grund dieser Feststellungen sind die Zusammenhänge zwischen Rentabilität, Größe und Tragkraft der verwendeten Flugzeuge und Länge des Reisewegs zu erörtern. Die Untersuchungen sollen sich möglichst auf einiges statistisches Material stützen.«

haben die Zeppelin-Werke Staaken einen Zusatzpreis im Betrag von M. 3000 gestiftet mit der Bestimmung, daß dieser Preis der besten Arbeit ohne Einschränkung zufallen solle, womit also der Wettbewerb für alle Deutschen ohne Einschränkung offen ist.

Stuttgart, den 31. Januar 1921.

Der Vorsitzende des Preisgerichts.
(gez.) Emde.

Weltluftverkehr.

Die Gründe zur Aufhebung des Luftverkehrs Brüssel—London untersucht die Zeitung »Neptune«, Antwerpen, vom 23. Januar. Sie weist darauf hin, daß in technischer Hinsicht alles in bester Ordnung war, die Güte der benutzten Apparate einwandfrei und die Ausbildung der Flugzeugführer auf der Höhe. Der Grund zur Aufhebung lag lediglich in der mangelnden Wirtschaftlichkeit. Zu den augenblicklichen Tarifen wird man schwerlich sowohl Reisende als auch Waren zur Beförderung erhalten. Hier muß Abhilfe geschaffen werden. Hu. **21/7. 8.**

Die dritte englisch-französisch-belgische Luftkonferenz findet am 21. und 22. Februar in Paris statt. Nachdem das erstemal London, das zweitemal Brüssel die Organisation übernommen hatte, tut es diesmal das französische Luftamt. Tagesordnung: Internationale Luftverkehrskarten, Bestimmungen über Zollregelung beim Durchgangsverkehr, Zonen zum Einflug, Signaldienst, Eintragungszeugnisse, Sicherstellung der meteorologischen und drahtlosen Nachrichtenübermittlung.

Wahrscheinlich wird die französisch-englische Einflugszone französischerseits zwischen Etaples und der belgischen Grenze eingeschränkt.

England wird durch General Sykes, Belgien wahrscheinlich durch Oberst Van Crombrugghe vertreten sein. (»L'Auto-Paris, 10. 2. 21.) Hu. **21/7. 9.**

Deutschland.

Fahrplan-Änderung der Luftpost Berlin—Dresden (21/4. 2).

3,30 ↓	ab Berlin	an ↑	9,45
5,00 ↓	an Dresden	ab ↑	8,15

21/7. 2.

Belgien.

Der Luftverkehr im belgischen Kongo (20/04.23) hat weiter zufriedenstellende Ergebnisse aufzuweisen. 7 Flugzeugführer sind zum Betrieb auf der 2400 km langen Strecke Kinshassa—Combé eingestellt. Die Wasserflugzeuge haben eine Geschwindigkeit von 130 km/h und benötigen zum Zurücklegen der Strecke 2 Tage, während früher das Schiff stromaufwärts 18, stromabwärts 12 Tage brauchte. Die Linie zerfällt in drei Teilstrecken Kinshassa—Combé, Combé—Lisala, Lisala—Stanleyville. (»L'Auto-Paris, 9. 2. 21.) Hu. **21/7. 24.**

England.

Ein Navigationsexamen für Flieger ist vom englischen Luftministerium mit Wirkung vom 1. 4. ds. Js. obligatorisch eingeführt worden. Dem betreffenden Ministerialerlaß ist eine Anleitung zur Examensvorbereitung beigegeben, welche 136 Fragen über Lichterführung und Signale, Ausweichregeln, Luftgesetze, Flugplätze, verbotene Zonen, Verhalten in Notfällen, Maßnahmen zur Verhinderung von Zusammenstößen usw. enthält. (»Times«, 29. 1. 21.) **21/7. 11.**

Die Kennzeichnung von Luftfahrt-Hindernissen während der Nacht erfolgt bei den englischen Luftstreitkräften nach folgendem System:

1. Landstationen.

a) 2 rote Lichter, 6 Fuß voneinander entfernt, beim letzten Hindernis seitlich der Landebahn, im rechten Winkel zur Verlängerung des Strahls des Landungsscheinwerfers.

b) 1 rotes Licht beim ersten Hindernis an der Ausgangsseite der beleuchteten Landebahn.

2. Wasserstationen.

2 rote Lichter, 6 Fuß voneinander entfernt, beim Schuppen oder anderen Hindernis am Anfang des beleuchteten Umkreises. Die Lichter sind auf der höchsten Stelle des Hindernisses anzubringen. (»Flight«, 27. 1. 21). **21/7. 15.**

Die Schaffung eines eigenen Luftministers beabsichtigt England. Bisher wurden die Geschäfte von dem Staatssekretär für das Kriegswesen mit wahrgenommen. Auch der Gedanke, ein Verteidigungsministerium einzurichten, das Heer, Marine und Luftstreitkräfte gemeinsam umfaßt, wird erwogen. (»Times«, 22. 1. 21.) **21/7. 16.**

Italien.

Das Projekt eines Italien—Griechenland-Luftverkehrs wurde kürzlich auf einer Konferenz in Rom besprochen. Geplant ist die 700 km lange Strecke Brindisi—Athen über Korfu—Patras. Der Betrieb würde eine ganz außerordentliche Verkehrsverbesserung bedeuten, denn zurzeit braucht ein in Athen aufgegebenes Telegramm nach Italien 2—3 Tage, die Beförderung von Briefen und Passagieren dauert 5—6 Tage. (»Le Rappel«, 31. 1. 21.) **21/7. 21.**

Spanien.

Die spanische Postverwaltung hat jüngst eine Vollzugsordnung zur Durchführung eines im Oktober 1920 erschienenen Erlasses betreffend die Einführung des Luftpostdienstes herausgegeben. Gegen Entrichtung einer besonderen Gebühr können alle Postsendungen mit Ausnahme der rekommandierten Briefe, der Wertsendungen und der Pakete befördert werden. Die Verteilung der mittels Luftpost beförderten Sendungen erfolgt sodann mit den schnellsten Mitteln. (»Spezialbericht.«) **ND 1.**

Ein spanischer Höhenrekord wurde von Leutnant Gonsalez aufgestellt. Er erreichte eine Höhe von 5700 m. (»Flight«, 27. 1. 21.) **21/7. 25.**

China.

Englische Maschinen in China. Im chinesischen Luftverkehr werden Vickers Vimy-Maschinen, mit einer Tragfähigkeit von 12 Personen und Post verwendet. Außer den Flugplätzen in Peking und Tientsin sind jetzt solche in Tsinan, Suchow, Nanking und Schanghai hergestellt worden. (»Flight«, 27. 1. 21.) **21/7. 26.**

Japan.

Der Bau von Riesenflugzeugen nach Art der im Kriege zum Bombenabwurf benutzten Apparate ist von der japanischen Marineverwaltung beschlossen worden. 20 erfahrene englische Werkmeister sollen die Leitung der Arbeiten übernehmen. (»l'Auto«, Paris, 26. 1. 21.) Hu. **21/7. 27.**

Dominika.

Die Luftlinien Santo Domingo—Santiago (rund 100 km) **und Santo Domingo—San Pedro di Macoris** auf Haiti sind die ersten von der Seefliegertruppe der dominikanischen Republik seit einiger Zeit mit Erfolg zum Personen- und Postflug eingerichteten Luftverbindungen. (Luftweg, 13. Januar 1921.) **21/8. 28.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Flugzeugbau. Das erste englische Zweimotorenflugzeug Anfang 1917 hergestellt zu haben, behauptete die Fairey Aviation Co. in einer Anzeige; die Entwürfe sollten bis 1914 zurückreichen. Die De Havilland Aircraft Co. erklärte, daß der D.H. 3 mit zwei je 120 PS-Beardmore-Motoren und klappbaren Flügeln bereits im April 1916 im Fluge erprobt wurde, und nahm daher die Priorität für England in Anspruch.

Nun hat der verstorbene Horace Short auf Anregung von Frank Mc Clean bereits vor Ende 1912 drei Zweimotorenflugzeuge, davon zwei mit hintereinander angeordneten Motoren und Luftschrauben gebaut und geflogen. (Anm. d. Ber.: Es ist bezeichnend, daß die Short-Zweimotorenflugzeuge in England kaum bekannt zu sein scheinen, während man außerhalb wohl davon unterrichtet war. Das erste Zweimotorenflugzeug überhaupt ist von Blériot bereits 1906 als Hargrave-Zweidecker mit zwei 24 PS-Antoinette-motoren gebaut worden; das erste wirklich fliegende ist die deutsche Loutzkoy-Rumplertaube, die im Sommer 1912 flog!) — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 17. Nov., 15. und 29. Dez. 1920, S. 785, S. 912, S. 962 (1 Anzeige, 2 Zuschriften, 2 Lichtb.) W. **21/6. 34.**

Flugzeugbau. Ein Versuch über das Versinken eines D. H. 4-Landflugzeuges wurde von der amerikanischen Flugstation auf den Hawaii-Inseln ausgeführt. In den ersten 45 min sank das vollbeladene Flugzeug so schnell, daß nur der halbe Rumpf, Teile des Oberflügels sowie das Höhenleitwerk über Wasser blieben. Dann verlangsamte sich das Sinken; nach 2½ h waren noch die halbe Höhenflosse und sämtliche Ruder über Wasser, nach 4 h nur das Seitenruder. — Flight, Bd. 13, 13. Jan. 1921, S. 29 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/6. 35.**

Flugzeugberechnung. Die Unterbringung der Flügelstiele bei Ein- und Doppeldeckern, mit verschiedenem Seitenverhältnis, ein- und mehrstielig verspannt: die Stiele verkleinern den äußeren freitragenden Teil. Staffelung ändert die Lage der günstigsten Knotenpunkte. Der Oberflügel hat größeren Einfluß. Ist der Vorderholm länger als der Hinterholm, wird die Sicherheitszahl des Tragteiles bei gleichbleibender Stielanordnung vergrößert, oder die Strebenabstände müssen hinten anders als vorne gewählt werden. Der Holmquerschnitt hat bei hohem Seitenverhältnis großen Einfluß. Überall wurde mit dem flachen Profil R.A.F. 15 gerechnet. (Im weiteren Teil wird der normale Gang der Rechnung erklärt. D. Ber.) — A. S. Niles und B. C. Boulton, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 27. Sept. 1920, S. 75/82 (11 Sp., 11 Skizz.). Hn. **21/6. 36.**

Flugzeugberechnung. Über die Beziehung zwischen Motorleistung, Geschwindigkeit und Gewicht von Flugzeugen läßt sich aus den Grundgleichungen des Fluges folgern, daß die Leistungsbelastung (kg/PS) bei gleichbleibender Gleitzahl der Geschwindigkeit (km/h) umgekehrt proportional ist; also müßte die Auftragung der Mittelwerte ausgeführter Flugzeuge eine gerade Linie (Nein, eine gleichseitige Hyperbel! D. Ber.) ergeben. In Wirklichkeit folgt für die Verkehrsflugzeuge (s. Zahltaf.) der Kehrwert der Leistungsbelastung gleich $2 \cdot 10^{-3}$ der Geschwindigkeit, aber noch vermehrt um $5 \cdot 10^{-8}$ des Würfels der Geschwindigkeit wegen der zunehmenden Verschlechterung der Gleitzahlen. Die Werte für Kriegsflugzeuge liegen meist unterhalb der Kurve.

Lfd. Nr.	Bauart	Gesamtgewicht t	Motorleistung PS	Leistungsbelastung kg/PS	Geschwindigkeit km/h
1	Zeppelin-R	14,2	1300	11,0	135
2	D. F. W.-R.	12,5	1040	12,0	132
3	Bristol-Dreid.	7,4	1000	7,4	170
4	Handley-Page 0/400	6,4	700	9,1	153
5	Lawson-Transport	5,4	800	6,8	160
6	Vickers-Vimy	5,0	700	7,2	175
7	Farman-Goliath	4,6	520	8,9	160
8	Airco 10 B	3,9	800	4,9	209
9	Boulton & Paul	3,2	900	3,5	241
10	Central Aircraft Co.	2,7	320	8,3	180
11	Sopwith-Wallaby	2,4	360	6,6	195
12	Airco 16	2,1	450	4,7	209
13	BAT-FK 26	2,1	375	5,6	190
14	Bréguet 14 B 2	1,9	300	6,5	190
15	L. V. G.-P II	1,4	200	6,9	165
16	Junkers	1,2	160	7,2	190

Nr. 1—10 haben zwei und mehr Motoren;
Nr. 11—16 haben einen Motor.

Den Höchstwert dessen, was heute erreichbar ist, gibt eine entsprechende Kurve durch den Punkt für den Junkers-Metalleindecker, der etwa 15 vH mehr Geschwindigkeit hat, als ihm nach der Durchschnittskurve zukommt. — Fred H. Reynecker, Avia, Bd. 8, 1. Sept. 1920, S. 89/91 (4 Sp., 1 Schaub., 1 Zahltaf., s. u.). E. **21/6. 38.**

Flugzeugberechnung. Ein Flugzeug mit niedriger Landegeschwindigkeit, die sonst durch Profile mit hohem Auftriebsbeiwert oder niedriger Flächenbelastung erzielt wird, beruht auf dem Gedanken, einen möglichst großen Teil der Tragflügel im Schraubenstrahl unterzubringen. Dazu wird vor der Zelle rechts und links je eine große Zugschraube angebracht. Beim Modellversuch war der Teil des Tragflügels hinter dem Hinterholm um 45° abwärts gedreht. Größere Winkel ergaben nur wenig Mehrauftrieb. Wenn eine ebene Fläche, die den Boden vorstellen sollte, hinzugefügt wurde, fiel der Auftrieb. Der größte Winkel, um den die Luft abgelenkt wurde, war 84°. Es ist möglich, Flugzeuge mit niedriger Leistungsbelastung zu bauen, bei denen Widerstand gleich Schraubenzug und Auftrieb der Flügelteile im Schraubenstrahl gleich Gewicht ist. Das Flugzeug würde also in der Luft stehen bleiben. Bei anderen Bauarten wird die Landegeschwindigkeit um 35 vH verkleinert. (Die Betrachtungen sind rein problematisch! D. Ber.) — F. H. Norton, Aviation and Aeronautical Engineering, Bd. 9, 1. Sept. 1920, S. 80/82 (4½ Sp., 8 Abb.). Hn. **21/7. 30.**

Flugzeugberechnung. Das Entwerfen von Flugzeugrudern, insbesondere von Querrudern (Schluß von 20/06. 04). Nach den Modellversuchen wächst mit zunehmender Querrudertiefe, bei den Versuchen 16—35 vH der Flügelsehne, das Rollmoment, und zwar für jede Tiefe etwa geradlinig mit dem Ruderausschlag; bezogen auf die Einheit der Querruderfläche nimmt es dagegen ab, das Verstellmoment wächst auch in diesem Falle; das Verhältnis beider Momente nimmt daher rasch ab. Anderseits ist die Wirksamkeit um so größer, je höher das Rollmoment bei einer bestimmten Einstellung. Den Bestwert haben Querruder von rd. ¼ Flügeltiefe. Versuche mit ganzen Flugzeugen bestätigen das. Die meisten Querruder, mit Ausnahmen vor allem in Deutschland, sind tiefer. Beispiel: Curtiss 18 B (Flight, 10. Juli 1919).

Einige Sonderversuche am »Panther«-Schiffsflugzeug, einem kleinen Einsitzer-Doppeldecker, dessen Querruder von den Flügelspitzen überragt werden, ergaben um 20 vH geringere Verstellmomente für die Flächeneinheit wie die ähnlichen Flügelspitzen des SE 5 mit gewöhnlichen Querrudern. So wichtig ist das Querruderende.

Die Verjüngung der Flügelspitzen verringert die Momente. Der Spalt am Scharnier verkleinert vor allem das Rollmoment, er wurde mit einer Gummihaut überbrückt.

Bei Höhenrudern besteht die Gefahr, daß sie beim Abfangen zu stark wirken, so daß das Flugzeug bricht. Nach Versuchen kann ein Flieger in 0,2 s mit 70—90 kg Höchstkraft ganz zurückziehen. Die Ruderwirkung kann nach den bisherigen, freilich nicht planmäßigen Versuchen abgeschätzt werden. Die günstigste Rudertiefe ist auch hier wohl ¼ der gesamten Leitwerktiefe. Nach Flugversuchen ist die günstigste Ruderfläche 35 vH der Leitwerkfläche.

Für Seitenruder gelten die gleichen allgemeinen Gesichtspunkte. Im einzelnen bringt die mannigfaltige Form große Verschiedenheiten. Ausgleichlappen verbessern die Stabilität auch bei losgelassenem Steuer. — H. R. Irving, Engineering, Bd. 110, 22. Okt. 1920, S. 527/528 (5 Sp., Schaub. 14—19). E. **21/7. 31.**

Flugzeugbeschreibung. Das Fahrgestell des Curtiss-Eagle-Verkehrsflugzeuges hat rechts und links je zwei einzeln abgefederte Anlaufräder in einer Brücke. Von dieser gehen zwei Streben zum Rumpf und zwei zu dem Motoreinbau auf den Unterflügel. s. Abb. 1 S. 77. — Zuschrift.

Flugzeugbeschreibung. Das neue Vickers »Vim«-Gitterschwanz-Schulflugzeug ist für das Umschulen auf das Vickers »Vimy«-Großflugzeug bestimmt.

Motor Rolls-Royce-»Eagle«	360 PS
Einstellwinkel	4,2°
V-Stellung	4°
Flächenbelastung	36,3 kg/m²
Leistungsbelastung	4,6 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit am Boden	160 km/h
Steigzeit 1,8 km in	8,2 min
Höchstgeschwindigkeit in 1,8 km	158 km/h
Landegeschwindigkeit	73 km/h
Betriebsgipfelhöhe	rd. 4 km



— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 29. Dez. 1920, S. 958/960 (2 Sp., 2 Lichtb., 3 Skizz.). W. **21/6. 39.**

Flugzeugbeschreibung. Das Glenn L. Martin-Zweimotoren-Frachtflugzeug ist ein Rumpfzweidecker mit seitlich in kurzen Motorgondeln angeordneten Motoren und Zugschrauben. Tragzelle außer der Motorlagerung dreistielig, mit normaler Verspannung. Flügel ohne Pfeilform und Staffelung. Außenteile der Zelle nach hinten beiklappbar. Motorverstrebung aus Stahlrohren, die mit Aluminiumblech tropfenförmig verkleidet sind. Übrige Flügel aus Holz; Flügelstiele verkleidetes Stahlrohr. Beide Flügel tragen nicht entlastete Querruder. Höhenflosse im Fluge zwischen 0° und — 4° einstellbar. Höhenruder nicht entlastet. Beiderseits des hinteren Rumpfendes auf der Höhenflosse eine Kielflosse mit anschließendem entlasteten Seitenruder. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt, Holzdrahtboot und im vorderen Teil mit Sperrholz beplankt, läuft hinten in eine senkrechte Schneide aus. In der Rumpfspitze Führerabteil mit zwei nebeneinander gelegenen Sitzen und Handradsteuerung, dahinter zwei Frachträume von zusammen rd. 4 m³ Laderaum, dazu in der Rumpfspitze ein kleiner dritter Laderaum von rd. 0,5 m³. Rumpfboden in den Frachträumen zum Einladen aufklappbar. Steuerzüge außerhalb des Rumpfes geführt, liegen frei im Flugwinde. Motorrümpfe unmittelbar auf das Unterdeck aufgesetzt, besitzen rechteckigen Querschnitt und tragen im vorderen Teil den Motor. Ihre Spanten aus Sperrholz. Öltank neben jedem Motor. Zündbatterie neben dem Anlasser am hinteren Ende jedes Motors. Hinter dem Motorraum je mit Aluminiumblech bekleidetes Feuerschott aus Sperrholz, darauf ein rechteckiger Stirnkühler, hinter dem Schott der Hauptbenzintank, je 530 l. Motorrümpfe mit Aluminiumblech bekleidet. Motorbedienung durch in den Flügeln zum Rumpf geführte Kabel. Falltank, je 38 l, über jedem Haupttank im Oberflügel mit Schauglas im Überlaufrohr. Motorbenzinpumpen, Bijuranlasser. Zweiflüglige Luftschrauben von je 3,05 m Dmr. Kühlwasserthermometer, Öldruckmesser und Benzinuhr an der Seite des Motorrumpfes für den Führer sichtbar angebracht. Doppelfahrgestell mit je einem Rad unter den Motorrümpfen. Kotflügel über den Rädern. Fahrgestell jeder Seite durch Strebe gegen den Rumpf abgestützt. Streben aus Stahlrohr mit Holz tropfenförmig verkleidet. Bordgeräte: Staudruckmesser, Höhenmesser, Längsneigungsmesser, Querneigungsmesser, Drehzahlmesser, Anlasser, Richtungslichter, Bordbeleuchtung, Störungslampen, Feuerlöscher, Ölstandmesser, Ölthermometer usw.

Motoren: zwei Liberty-Zwölfzyl.-V	je 400 PS
Spannweite in beiden Flügeln	22,55 m
Gesamtlänge	13,30 m
Höhe	4,70 m
Flügeltiefe	2,41 m
Flügelabstand	2,60 m
Seitenverhältnis	1 : 9,36
Flügelprofil	Albatros
V-Stellung in den Außenteilen des Unterflügels	2°
Einstellwinkel, bezogen auf Luftschraubenachse	2°
Oberflügel mit Querrudern	53,6 m²
Unterflügel mit Querrudern	50,8 m²
Flügelfläche mit Querrudern	104,4 m²
Querruder (vier)	je 3,0 m²
Höhenflosse	5,7 m²
Höhenruder	4,0 m²
Kielflossen (zwei)	je 0,84 m²
Seitenruder (zwei)	je 1,84 m²
Leergewicht	3,12 t
Gesamtnutzlast	2,35 t
Besatzung (Führer und Motorwart)	0,16 t
Fracht	1,46 t
Gesamtgewicht	rd. 5,5 t
Flächenbelastung	52 kg/m²
Leistungsbelastung (bezogen auf die Bremsleistung)	6,8 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	178 km/h
Spargeschwindigkeit	161 km/h
Landegeschwindigkeit	84 km/h
Steigzeit mit Vollast 1,5 km in	10 min
Gipfelhöhe	4,0 km

(Diese Leistungen in Anbetracht der hohen Flächenbelastung und der altertümlichen Bauart recht unwahrscheinlich! D. Ber.) — Aerial Age Weekly, Bd. 12, 20. Dez. 1920, S. 392/394 (5 Sp., 4 Skizz., viele Zahlenang.); auch Flight, Bd. 13, 13. Jan. 1921, S. 27/28 (4 Sp., 4 Skizz.); Aeronautics, Bd. 20, 6. Jan. 1921, S. 3 (2 Sp., 3 Skizz.). W. **21/6. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Der im Bau befindliche Le Pere-Doppeldecker mit 400 PS-Liberty soll 10 Reisende tragen. Der Motor bekommt Abgasturbine und Kreiselvorverdichter und liefert in 7,5 km Höhe 322 PS anstatt 74 ohne Verdichter. — Aerial Age Weekly, Bd. 12, 11. Okt. 1920, S. 142 (1 Sp., 1 Abb. des Le Pere-Militärflugzeuges mit Kreiselvorverdichter und Abgasturbine vor dem Motor). Hn. **21/6. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Der japanische Fuji-I-Go-Zweisitzer der Iton-Flugzeugwerke, ein normaler Rumpfdoppeldecker mit Umlaufmotor, der an die Sopwith-Zweisitzer von 1916/17 erinnert. Sitze dicht hintereinander. Seitenruder entlastet. Ist im Frühjahr 1920 herausgekommen, hat japanischen Höhenrekord mit 5,0 km aufgestellt. Die Fabrik liegt in Tsudanuma, Bezirk Chiba. Schnelles Flugzeug für Übungs und Sportzwecke.

Motor, Le Rhône oder Clerget	120 PS
Spannweite	9,34 m
Flügeltiefe	1,37 m
Länge	6,05 m
Höhe	2,50 m
Flügelabstand	1,37 m
Flügelprofil	R.A.F. 6
Einstellwinkel	3°
V-Stellung im Unterflügel	1°
Flügelfläche	23,2 m²
Querruder	2,23 m²
Höhenflosse	1,26 m²
Höhenruder	1,02 m²
Seitenruder	0,74 m²
Leergewicht	740 kg
Nutzlast	250 kg
Steigzeit 1,0 km in	3,5 min
Geschwindigkeit zwischen 73 und	153 km/h

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 19, 29. Dez. 1920, S. 960 (1 Sp., 2 Skizz.). W. **21/6. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Das Huntington-Kleinflugzeug ist ein amerikanischer Eindecker mit luftgekühltem, zweizylindrigem Kraftrad-V-Motor.

Motorleistung	12—15 PS
Flügelspannweite	6,10 m

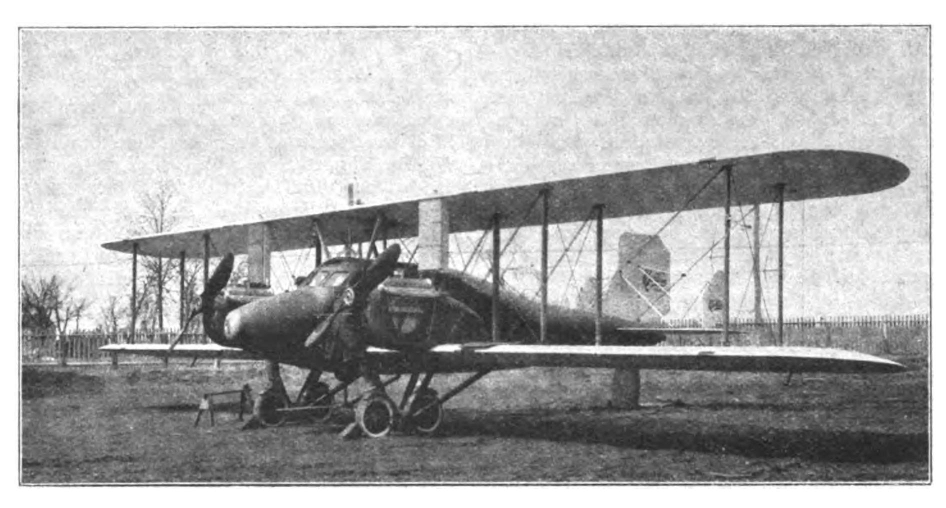


Abb. 1. Das Curtiss-Eagle-Verkehrsflugzeug. (Siehe Text Seite 76.)

Flügeltiefe	1,38 m
Flügelprofil	U. S. A. 4
Einstellwinkel	4°
V-Form	1°
Länge	4,45 m
Höhe	1,56 m
Flügelfläche mit Querrudern	7,40 m²
Querruder (zusammen)	1,02 m²
Höhenflosse	0,52 m²
Höhenruder	0,56 m²
Seitenruder	0,37 m²
Leergewicht	100 kg
Motor mit Magnet und Vergaser	38,6 kg
Betriebsstoffe (für 5 h)	13,6 kg
Fluggewicht	182 kg
Sicherheitszahl	8
Flächenbelastung	24,5 kg/m²
Leistungsbelastung	12—15 kg/PS

Nach Berechnung auf Grund von 12 PS Nutzleistung bei unmittelbar angetriebener Luftschraube: Höchstgeschwindigkeit 96 km/h, Landegeschwindigkeit 52 km/h, Gipfelhöhe 2,3 km. — Aeronautics, Bd. 20, 27. Jan. 1921, S. 70 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/7. 33.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Fokkerflugzeuge. Der holländische Fokker C I ist aus dem bekannten Fok D VII entwickelt und entspricht diesem bis auf die Abmessungen und den Benzinbehälter in der Fahrgestellfläche vollkommen. Für Schnellverkehrzwecke umgebauter Militärzweisitzer mit vorn liegendem Führersitz. Die verspannungslosen Flügel und das Profil sind den französischen Konstrukteuren zur Nachahmung zu empfehlen, ebenso der sehr praktische Steuerknüppel. Die geschweißte Rumpfbauart ist theoretisch anfechtbar, scheint sich aber bewährt zu haben. »Die Flügel haben im Wagerechtfluge keinen Anstellwinkel.« Der B.M.W.-Motor bietet außerordentliche Vorteile. Bemerkenswerterweise ist Fokker, obwohl er 1917 zusammen mit Junkers den Bau von Metallflugzeugen aufgenommen hatte, wieder zum Holz zurückgekehrt. Die vielbesprochenen Junkers-Eindecker stellen lediglich einen Nachbau eines Antoinette-Eindeckers von Levasseur dar; außerdem haben Junkers vor dem Entwerfen seines Eindeckers die Pläne eines von Eiffel erfundenen Flugzeuges vorgelegen (Anspielung auf einen Versuchseindecker von Bréguet von 1917, der aber nach der Erprobung der ersten Junkers-Eindecker »erfunden« wurde, vgl. z. B. ZFM 1920, S. 36! D. Ber.). Angaben über Fokker C I:

Motor B.M.W. IIIa		185 PS
Flächenbelastung		44 kg/m²
Leistungsbelastung (Nennleistung)		6,4 kg/PS
Flugdauer		4 h
Mittlere Geschwindigkeit		180 km/h
Steigzeiten:	3,0 km in	14,2 min
	4,0 » »	19,5 min
	5,0 » »	27,0 min

— E. H. Lémonon, L'Aérophile, Bd. 28, 1. bis 15. Dez. 1920, S. 354 bis 358 (10 Sp., 3 Lichtb., 15 Skizz., 2 Zahltaf.). W. **21/7. 34.**

Flugzeugbeschreibung. Das D. H. 14-Tagesbombenflugzeug ist ein gewöhnlicher zweisitziger und zweistieliger Rumpfdoppeldecker mit starkem Motor, für den Fernbombenwurf (Angriffe auf Berlin usw.) bestimmt, aber infolge Bauänderungen am Motor erst kürzlich herausgekommen. Flügel in gewöhnlicher Ausführung, gleich groß, mit V-Form in beiden Decks und leichter Staffelung, sowie doppelten, nicht entlasteten Querrudern, die in einfacher Weise am Hinterholm angelenkt sind. Stiele aus Spruce. Seitenruder entlastet. Höhenflosse im Fluge verstellbar (Stellrad an der linken Seite des vorn liegenden Führersitzes), durch beiderseits zwei Streben gegen die Rumpfunterkante abgestützt. Rumpf Holzdrahtboot von rechteckigem Querschnitt; Längsholme aus kurzen Stücken zusammengesetzt und durch Aluminiumstücke miteinander verbunden, vor allem an den Fahrgestellanschlüssen. Nach Erfahrungen und Versuchen am D. H. 11 hat sich das als vorteilhaft gezeigt, da bei schweren und schnellen Flugzeugen das Holz eines durchlaufenden Holmes an den Fahrgestellbeschlägen überbeansprucht wird. Die übrigen Beschläge von bekannter Form. Hinten senkrechte Rumpfschneide. Fahrgestell in gewöhnlicher Ausführung mit Holzstreben, Achsverkleidung und Verspannung. Außer der gewöhnlichen Schwanzkufe (Holz mit Stahlbeschlag) Hilfskufe unter der Seitenruderachse. Motorholme aus Stahlrohr, in Sperrholzschotts gelagert. Vierflüglige Luftschraube und rechteckiger Bugkühler (im Fluge teilweise abdeckbar). Öltank unmittelbar hinter Motor. Hauptbenzinbehälter hinter dem letzten Motorschott, Falltank im Mittelteil (Baldachin) des Oberflügels. Zwei Windrad-Benzinpumpen auf dem Rumpf. Falltank enthält Benzin für ½ h Flug, wird gewöhnlich nur beim Starten und Landen benutzt. Massen weit auseinander gezogen. Bewaffnung: 1 starres Vickers-M. G. an der linken Rumpfseite, 1 bewegliches M. G. für den Schützen im Drehring. Bombenunterbringung vor dem Führer im Rumpf, der unter dem Bombenraum mit Papier bespannt ist. Abwurf kann vom Führer wie vom Schützen bewirkt werden. Mitgeführt werden sechs 51 kg-Bomben.

Motor, Zwölfzyl.-V-Rolls-Royce-»Condor«	600 PS
Spannweite in beiden Flügeln	15,40 m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,98 m
Flügelabstand	1,96 m
Länge	10,35 m
Flügelfläche	57,4 m²
Leergewicht	2,04 t
Benzin (820 l)	0,58 t
Öl	0,073 t
Besatzung	0,16 t
Militärische Zuladung	0,63 t
Gesamtgewicht bei Vollast	3,48 t
Geschwindigkeit in 3 km Höhe	196 km/h
Steiggeschwindigkeit in 3 km Höhe	152 m/min
Flächenbelastung	60,5 kg/m²
Leistungsbelastung	5,8 kg/PS

— Flight, Bd. 13, 13. Jan. 1921, S. 23/25 (4½ Sp., 8 Skizz.). W. **21/7. 35.**

Flugzeugbeschreibung. Das neue Lawson-L-4-Verkehrs-Großflugzeug, dreimotoriger Doppeldecker, besonders für Nachtflüge. Zwei Motoren mit je einer Zugschraube in kurzen Motorgondeln beiderseits des Rumpfes zwischen den Flügeln, der dritte in der Rumpfspitze. Flügel gleichgroß, ohne Staffelung, alle mit leichter V-Form, tragen gleichgroße, entlastete Querruder. Zelle außer der Motorverstrebung dreistielig, reichlich verspannt; Schleifkufen an den Flügelenden. Vor dem Kastenleitwerk, drei entlasteten Seiten- und zwei entlasteten Höhenrudern, liegt eine verstellbare Ausgleichflosse zum Regeln der Schwanzlastigkeit im Fluge. Rumpfvorderteil in Sperrholz, Hinterteil abnehmbar. Doppel-Handradsteuerung. Abteil für Führer und Steuermann hinter dem mittleren Motor ist ganz geschlossen, doch kann der Führer Sitz und Steuer um 45 cm höher stellen und hat dann freien Ausblick durch offenes Fenster in der Abteildecke. Dahinter geschlossene Kabine für 26 Reisende (am Tage), sowie Betten, Wasch- und Baderaum (für Nachtflüge), außerdem Gepäckabteil. Unter jeder Motorgondel Fahrgestell mit Doppelrädern und Abstützung gegen den Rumpf. Motorgondeln mit Aluminiumblech bekleidet, in Holz mit rechteckigem Querschnitt wie der Rumpf; im hinteren, zugeschärften Ende Betriebsstoffbehälter. Sämtliche Kühler sind Ohrenkühler. Hinter dem mittleren Motor Feuerschott aus Aluminium.

Motoren, drei Liberty je 400 PS bei	1700 U/min
Länge	19 m
Höhe	5,5 m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	3,23 m
Flügelabstand	3,14 m
Flügelprofil	U.S.A. 5
Oberflügel mit Querrudern	116,5 m²
Unterflügel mit Querrudern	109,5 m²
Gesamte Flügelfläche	226 m²
Vier Querruder	27,8 m²
Obere und untere Höhenflosse	12,2 m²
Ausgleichflosse	6,3 m²
Gesamte Höhenruderfläche	10,8 m²
Kielflossen	3,35 m²
Seitenruder	4,45 m²
Flugwerk	3,38 t
Triebwerk (mit Kühlwasser)	2,07 t
Betriebsstoffe	2,08 t
Reisende, Fracht und Post	1,62 t
Gesamtgewicht als Postflugzeug	9,75 t
Reisende, Fracht und Gepäck	1,98 t
Gesamtgewicht als Verkehrsflugzeug	10,35 t
Flächenbelastung dabei	45,7 kg/m²
Leistungsbelastung dabei	8,6 kg/PS
Flugdauer mit Vollgas am Boden	6,8 h
Benzinverbrauch dabei	406 l/h
Höchstgeschwindigkeit	180 km/h
Sparfluggeschwindigkeit	112 km/h
Landegeschwindigkeit	85 km/h
Betriebsgipfelhöhe	6,7 km

— Aerial Age Weekly, Bd. 12, 27. Dez. 1920, S. 415/418 (10½ Sp., 1 Lichtb., 5 Skizz., 1 Zahltaf.). W. **21/7. 36.**

Flugzeugbeschreibung. Das holländische NAV o-Verkehrsflugzeug der Auto- und Flugzeugwerke von Cuyk ist ein Hochdecker mit dickem, zur Hälfte freitragendem Flügel, der sich nach außen verjüngt. Entwurf ehemaliger Konstrukteure der deutschen Kondorwerke. Ähnelt auch in Einzelheiten dem Kon E III. Keine Innenverspannung im Flügel, dafür Sperrholzbekleidung mit heraustretenden Rippen. Flügel durchlaufend, durch vier Stahlrohre und Spannbock mit dem Rumpf verbunden.

Schräg angesetzte, schmale und nicht entlastete Querruder. Höhen- und Seitenruder entlastet. Rumpf ähnelt dem Sablatnig P 3 (vgl. Flugarchiv 1205, ZFM 1920, S. 116). Führersitz offen, hinter dem Abteil für 4 Reisende, dieses mit Fenstern und Einsteigtür, vollständig geschlossen, eng und mit starker Beplankung der Wände. Fahrgestell normal, infolge des hohen Rumpfes niedrig. Motoreinbau ähnlich Sablatnig. Bugkühler über Schraubenachse, außerdem rechteckiger Stirnkühler auf der Flügelvorderkante.

Motor (Benz)	220 PS
Spannweite	13,8 m
Flügeltiefe innen	2,55 m
Flügeltiefe außen	1,8 m
Größte Flügeldicke	0,45 m
Rumpflänge	9,5 m
Höhe	3,4 m
Flächengewicht	8 kg/m²
Leergewicht	1,2 t
Nutzlast	0,5 t

— Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 2. Febr. 1921, S. 46/47 (4 Sp., 3 Skizz., 1 Lichtb.). W. **21/7. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Der Stout-Verkehrseindecker hat im Tragflügel 6 hölzerne Gitterträger, 2,8 m² mehr Fläche, ist 180 kg leichter als das Junkers-Flugzeug und hat die doppelte Festigkeit (?). Landegeschwindigkeit 16 km/h niedriger. Geschwindigkeitsbereich 193/64 km/h. Flächenbelastung vollbeladen 39,5 kg/m². Größte Dicke des Tragflügels 0,43 m. Profil überall gleich. Jeder Holm wiegt 4,8 kg. Der Stirnwiderstand wird durch die Sperrholzbeplankung aufgenommen. Ruder ganz aus Holz. Höhenflosse einstellbar. Keine Verspannung am ganzen Flugzeug. Knüppelsteuer. Elektrischer Anlasser. Brennstoffbehälter im Tragflügel. Luftschraube 2,62 m Dmr, 1700 U/min. Die Firma baut ein ähnliches Ganzmetallflugzeug für die Marine. (In dem Aufsatz, der gegen Junkers Reklame machen soll, sind die Nutzlast, die für 200 PS allzu niedrig ist, die außerordentlich schlechte Aussicht des Führers, die infolge des kurzen Rumpfes schlechten Flugeigenschaften, die fehlende Wetterbeständigkeit und Feuersicherheit, der schlechte Luftschraubenwirkungsgrad und der Brennstoffverbrauch des Motors nicht erwähnt. D. Ber.) — Automotive Industries, Bd. 43, 16. Dez. 1920, S. 1213/1215 (4½ Sp., 3 Abb.). Hn. **21/7. 39.**

Flugzeugteile. Entwerfen von Sperrholzrümpfen. In einem Flugzeugrumpf entstehen durch das Höhenruder die größten Beanspruchungen oben und unten. An den Seitenflächen wirken Scherkräfte. Das Boot kann als freitragender Balken, der beim Aufrichten aus dem Sturzflug am meisten belastet wird, angesehen werden. Bei einem Rumpf mit rechteckigem Querschnitt suchen Längskräfte die Haut einzuknicken, während Querkräfte sie versteifen. Dreifach-Sperrholz hat längs der Faser 10 bis 14mal so große Elastizitätszahl wie quer zu ihr. Wenn die Fläche gewölbt, ist der Widerstand gegen Einknicken bedeutend größer. Die Richtung der äußeren Fasern sollte nur parallel zur Längsachse des Rumpfes sein. — A. Elmendorf, Aviation, 15. Sept. 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 7. Dez. 1920, S. 314/315, A. J. 1040. Hn. **21/7. 41.**

Flugzeugteile. Die neuen Flugzeugflügel. (Beschreibung des Verstellflügels von Gastambide-Levavasseur, des Handley-Page-Flügels und des Alula-Flügels. — E. H. Lémonon, La Suisse Aérienne, Bd. 2, 31. Dez. 1920, S. 363/367 (10 Sp., 6 Lichtb., 9 Skizz.). W. **21/7. 42.**

Hubschrauber. Ein neuer Hubschrauber aus Chikago hat rechts und links von dem unbespannten Rumpf je zwei anscheinend nach vorn neigbare, durch Preßluft (?) angetriebene Hubschrauben. Keine Flugmotoren. — Vorwärts, 30. Jan. 1921 (1 Lichtb. mit 3 Zeilen Text). Hn. **21/6. 45.**

Luftschiffe. Starrluftschiffe. 150 bis 160 km/h Geschwindigkeit über Grund ist das mindeste. Bei Entfernungen bis zu 1600 km tritt das Flugzeug in den Wettbewerb, darüber hinaus kommen nur Luftschiffe in Betracht. Diese können einen ganzen Tag 80 km/h schnell fliegen. Je größer das Schiff, desto bedeutender die Reichweite; beim Flugzeug umgekehrt. Mit dem Größerwerden des Schiffes fällt das Triebwerkgewicht je m³ Gasraum erst rasch, dann langsamer, aber beständig. Größe des Triebwerkgewichts verkleinert den Nutzlastanteil bedeutend. Sehr große Luftschiffe werden vorteilhaft starr gebaut. Der Schwerpunkt liegt stets ausreichend tief. Um genügende Belüftung zu sichern, muß mindestens 15 cm Abstand zwischen Gaszellen und Außenhülle sein. Nutzlast, bei großen Schiffen 60 vH, ist an den Hauptringen anzubringen. In die Lackierung der Außenhülle wird Aluminiumpulver gegeben, um die Sonnenstrahlen zurückzuwerfen.

Die Ventilfrage ist noch nicht vollkommen gelöst. Bei dem geringen Unterdruck, 0,1 at, muß ein Teller von 0,8 m Dmr durch ganz schwache Federn auf seinen Sitz gepreßt werden. Vollkommene Dichtheit ist dabei nicht erzielbar.

Eine Vorrichtung, die das Wasser aus den Abgasen zurückgewinnt, vermindert die Kosten der Reise beträchtlich.

Ein Landemast macht das Schiff vom Wind unabhängig. Schneefall muß es umfliegen. — Campbell, Flight, Bd. 12, 23. Dezember 1920, S. 1294/1297 (6½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/6. 47.**

Materialkunde. Versuche des niederländischen Luftfahrdienstes mit dem Rostschutzmittel Anti-Corrodite vom Vickers-Konsortium hatten gute Erfolge.

Zur Hälfte mit Anti-Corrodite behandelte Motoreinzelteile wurden je 5 Wochen der frischen Luft ausgesetzt, auf Grasland, in Süßwasser und in Seewasser gelegt. Die mit Anti-Corrodite bedeckten Stellen hatten ihre ursprüngliche Beschaffenheit behalten, die unbedeckten Teile waren stark angegriffen. — Het Vliegveld, Bd. 4, 6. Nov. 1920, S. 396 (1 Sp., o. Abb.). Sn. **21/7. 45.**

Meßgeräte. Der Abdrängungschreiber und der Flugwegberichtiger von Le Prieur (Dérivographe bzw. Correcteur de route) sind bereits praktisch erprobt und bei französischen Luftfahrzeugen in Gebrauch. Mit dem einen wird die mittlere Abdrängung aufgezeichnet. Er ist mit dem Flugwegberichtiger verbunden. Auf einer wagrecht am Flugzeug befestigten Platte kann eine kompaßartig geteilte Scheibe durch eine Schnecke um eine senkrechte Achse gedreht werden. Auf der Scheibe ein Blatt mit einem Netz von parallelen Geraden, die vor der Abdrängungsmessung dem Kartenkurs entsprechend eingestellt werden. Auf der Grundplatte bewegt sich ein zweiarmiger Hebel (Lineal) in einer wagrechten Ebene mit dem vorderen Arm über der drehbaren Teilscheibe und mit dem rückwärtigen (d. h. unmittelbar vor dem Beobachter) Arm über dem Abdrängungschreiberblatt.

Das Luftfahrzeug hält zunächst Kartenkurs, der Beobachter zeichnet den Abdrängungswinkel mit dem Schreiber auf. Er stellt darauf das drehbare Lineal mit dem rückwärtigen Arm (Schauschlitz mit Faden, der der Längsachse des Lineals entspricht) auf die mittlere Abdrängung ein und zieht mit dem Vorderarm des Lineals auf dem Linienblatt der Teilscheibe einen Strich. Dann wird der Flugzeugkurs geändert und wieder die mittlere Abdrängung eingetragen. Der Schnittpunkt der beiden Geraden ergibt die gesuchte Windgeschwindigkeit im Maßstabe der Eigengeschwindigkeit des Luftfahrzeuges, die durch den Abstand: Drehpunkt des Lineals — Teilscheibenachse dargestellt wird. Der Steuerwinkel ergibt sich aus der Einstellung der Teilscheibengeraden parallel zur Linealstellung der Abdrängung beim Kompaßkurs. Die Teilkreisbewegung wird mittels biegsamer Welle zwangläufig auf eine Teilscheibe im Führersitz neben dem Kompaß übertragen. Wechseln des Flugzeugkurses zur Windmessung demnach ohne Schwierigkeiten. (Abdrängung nur in Sicht der Erde meßbar: für Übersee- und Wolkenflüge kann sie kaum in Betracht kommen. Bei böigem Wetter und geringer Flughöhe wird auch bei Sicht der Erde die Abdrängungsbestimmung erheblich erschwert. D. B.). — Yves Le Prieur, L'Aérophile, Bd. 28, 1./15. Nov. 1920, S. 326/332 (14 Sp., 18 Skizz.); auch L'Aéronautique, Bd. 2, 30. Nov. 1920, S. 227/232 (12 Sp., 25 Skizz.). W. **21/6. 49.**

Motorbau. Die Dampfturbine im Flugzeug (Erwiderungen auf 21/2. 38). Die beste Bauart für Flugzeuge erscheint die gegenläufige Turbine mit einer Zugschraube vorn und einer Druckschraube hinten. Die Kreiselwirkungen werden beträchtlich. Wenn die Luftschraube 700 U/min machen soll, ist 10:1 Untersetzung nötig. Eine Stufe. Das Einheitsgewicht der Turbine kann ebenso unerwartet stark sinken wie das der Benzinmotoren.

Die Dampfturbine bringt größere Einfachheit und Betriebssicherheit. Die Schwierigkeit liegt in der Dampferzeugung. — W. A. Bristow.

Antwort darauf: Der Napier-Lion leistet im Sparflug 375 PS und kann 3 min lang 465 PS abgeben. Die Zahlen von Sayers sind falsch. Ein Entwurf einer Dampfturbine für den Handley-Page V 1500 besteht schon seit 15 Monaten. (Der Rest enthält spitzige Richtigstellung falscher Annahmen von Sayers.) — G. T. Richards und R. J. Butler.

Die Verteidigung des Verbrennungsmotors. Die obigen niedrigen Angaben über den Napier-Lion sind wahrscheinlich dadurch entstanden, daß die Firma die Angaben für schlechten schottischen Brennstoff gemacht hat. In England geben die Hersteller 470 PS bei 2000 U/min, 484 PS bei 2100 U/min und 490 PS bei 2200 U/min an. (Im weiteren folgt eine Richtigstellung der Angaben von Sayers. D. Ber.) — W. H. S., The Aeroplane, Bd. 19, 8. Dez. 1920, S. 875/880 (6 Sp., o. Abb.). Hn. **21/6. 50.**

Motorbau. Dampfmaschinen im Flugzeugbau brauchen Heißdampf. Die Einstufendampfturbine hat Vorteile. Eine einfachwirkende Dreizylinder-Dampfmaschine hat die größten Vorzüge. Mit 200 PS, 900 U/min und 36 at Spannung wiegt sie höchstens 180 kg, der Kondensator 45 kg. 6,3 kg/PSh Bedarf an Wasser,

0,57 kg/PSh an flüssigem Brennstoff. — Avation, 1. Sept. 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 7. Dez. 1920, S. 314. A. J. 1048. Hn. **21/6. 51.**

Motorbeschreibung. Amtliche englische Typenprüfung des 450 PS-Napier-Flugmotors: 50 h Dauerlauf, anschließend 5 h-Lauf unter schwierigeren Bedingungen. Der für 450 PS gebaute Motor zeigte 538 PS Spitzenleistung.

Art der Prüfung	Dauer	U/min	PS
Höchste Drehzahl .	1 h	2300	356
Spitzenleistung . .	1 h	2100	460
» . .	1 h	2015	462
» . .	1 h	2225	538
» . .	1 h	2026	495

(Unterschied zwischen B. h. p. und PS berücksichtigt! D. Ber.) — Aeronautics, Bd. 20, 13. Jan. 1921, S. 31 (1/4 Sp., o. Abb.). W. **21/6. 52.**

Motorschmierung. Die Versuchsausführung eines Schleuder-Ölreinigers am Liberty-Motor, ein Entwurf der Motorenabteilung in der Einbaugruppe der Versuchsanstalt Mc Cook Field; ein Kupfergehäuse in einer umgebauten Ölpumpe wird von einer Stahlwelle mit 1½ facher Kurbelwellen-Drehzahl angetrieben. Die Fliehkraft vergrößert die Schwere der Fremdkörper auf das 45 fache. Öl aus einem Flugmotor, 5 Betriebsstunden, ergab nach Erwärmen auf 55° C und fünfmaligem Durchlaufen durch den Reiniger keinen Schmutz mehr. Im Reiniger blieb ein dicker Rückstand. Öl, dem Schmirgelpulver, Metallfeilicht und Sand beigemischt waren, wurde nach einmaligem Durchgang wieder klar.

In einem 12 zyl. Liberty auf dem Prüfstand zeigte der Reiniger nach 10 h Lauf einen Niederschlag aus einem gummiartigen, in Benzin löslichen Grundstoff, der sogar leichtere Stoffe festhält, mit vielen Eisen- und Stahlteilchen, Lagermetallstaub, Sand vom Gießen, Kohle, Staub aus der Luft. Filter hätten das meiste durchgelassen. Die Abnutzung der Motoren wird durch die Vorrichtung beträchtlich vermindert. — Automotive Industries, Bd. 43, 23. Sept. 1920, S. 610/611 (3½ Sp., 1 Schnittskizze der Anordnung, 2 Lichtbilder des Rückstands). E. **21/6. 53.**

Motorteile. Der Brizon-Anlasser. Ein Azetylenbehälter, 120 mm lichter Dmr und 200 mm lichte Höhe, wird am Führersitz untergebracht. Durch ein Rohr wird das Gas zur Mischung mit Luft in einen Injektor geleitet und von da durch Entlüftungshähne zu den Zylindern. 2,5 kg Gewicht. Die französische Armee hat nach Waffenstillstand 4000 Stück gekauft und so teuer bezahlt, daß in der Kammer eine Anfrage gestellt wurde. — Journal Offiziel, 14. Jan. 1921, S. 256 (½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/6. 55.**

Motorteile. Das Boyce-Kühlerthermometer ist ein Verschlußkopf mit Wasserthermometer für den Einfüllstutzen der Kühler. — Aerial Age Weekly, Bd. 2, 22. Nov. 1920, S. 301 (2/3 Sp., o. Abb.). Hn. **21/6. 56.**

Motorteile. Gießen von Motorzylindern ohne Formkästen geschieht mittels Formen aus Formmasse und Ölsandkernen. Der Zylinder wird stehend durch 10 Sandtrichter von je 19 mm Dmr gegossen. — Prometheus, Bd. 32, 30. Dez. 1920, S. 161 (2 Sp., 2 Abb.). Hn. **21/5. 56.**

Motorvergaser. Der Cedas-Vergaser. — Autotechnik, Bd. 9 4. Dez. 1920, S. 16 (1/4 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/4. 48.**

Segelflug. Die Frage des Segelflugs. Dem Vogel gibt in ruhiger Luft Auftrieb die Luftverdichtung unter seinen Flügeln infolge seines Gewichts, das Niederschlagen der Flügel, die Luftkraftwirkung beim Vorwärtsfliegen; Vortrieb erhält er durch »Aufwärtsgleiten«, durch Flügelschlag, durch den Rückstoß der nach hinten abstreichenden Luft und durch »unmittelbare Schwerewirkung bei der Vorwärtsverlagerung des Schwerpunkts« infolge der Flügelbewegung. Zum »Ausnutzen der Schwere« und zum Segelflug sind irgendwelche »Unterbrechungen des Auftriebs« notwendig. (So!)

Zu unterscheiden sind 6 Arten Gleitflug: der Drachen, der Treibschraubenflugzeuge, dünner herabsinkender Körper, aufsteigender Flächen unter senkrechter Kraftwirkung, der Vögel und eigentlicher Segelflug.

Beim Segelflug ist der Vogel ein wenig gegen den Wind geneigt, die Flügel etwas nach hinten. Der Winddruck auf den inneren Flügelteil trägt und treibt ihn. Zugleich hebt der Windstoß seinen Schwerpunkt, dessen späteres Zurückgehen einen kleinen Vortrieb gibt. Das Seitengleichgewicht wird durch ein reflektorisches Sichschaukelnlassen erzeugt. Das Kreisen geschieht wie das Segeln. Auch bei regelmäßigem Wind kann der Vogel Höhe gewinnen »durch gewisse Bewegungen, Neigen seiner Flügel oder seines Schwanzes«. Neben der Krümmung der Flügel hat beim Segeln »die größere Tragfähigkeit der bewegten Luft« besonderen Einfluß. — J. Constantin, L'Aéronautique, Bd. 1, Nov./Dez. 1920, S. 251/255 (10 Sp., 1 Zeichn. eines segelnden Vogels). E. **21/7. 47.**

Segelflug. Flugökonomie und Herzmuskelleistungen der Vögel. — N. Handen, Der Flug, Sonderheft vom Dez. 1920, S. 111—112 (3½ Sp., o. Abb.). W. **21/4. 49.**

Strömungslehre. Neues Verfahren für Modellmessungen in Windkanälen. Um Übereinstimmung des Modellversuchs mit dem großen zu erhalten, sind, vor allem bei geringen Geschwindigkeiten, die Zähigkeit, bei großen das Verhältnis der Schnelle zur Schallgeschwindigkeit möglichst gleich zu halten. Da dies nur teilweise gelingt, sind die Abweichungen erheblich. Selbst bei 1000 bis 1500 PS-Windkanälen kommt man nicht auf 1/7 der wirklichen Reynoldsschen Zahl.

Dagegen folgt aus einem allgemeinen Ansatz für die Gebläseleistung einer geschlossenen Windkanalanlage, daß mit Kohlensäure unter geeignetem Druck (15 bzw. 0,5 at) und geringer Temperatur (— 20°) die erforderliche Leistung für Luftfahrzeugmodelle auf 1/1000, für Luftschrauben auf 1/10 sinkt; selbst wenn Reynoldssche Zahl, Geschwindigkeit und Abmessung gegeben sind, kommt man bei passendem Gasdruck mit der halben Leistung aus.

Ein 300 PS-Gebläse mit 2 m Kanal-Dmr könnte die Verhältnisse eines Flugzeugs von 26 m Spannweite und 150 kmh oder einer Luftschraube mit 575 kmh Fahrgeschwindigkeit nachahmen. — W. Margoulis, Comptes Rendus de l'Académie des Sciences, Bd. 171, 22. Nov. 1920, S. 997/999 (2½ S., o. Abb.); auch Aeronautics, Bd. 19, 9. Dez. 1920, S. 912/913 (3 Sp., 1 Schaub.); L'Air, Bd. 1, 5. Dez. 1920, S. 20 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/5. 60.**

Strömungslehre. Die Flügelformen 1920. Bei Modellversuchen wird die Bedeutung der Reynoldsschen Zahl meist unterschätzt. Windkanalversuche haben nur bedingten »Vergleichswert«, da ihre »Kennziffer« (Geschwindigkeit mal Längenabmessung) gegenüber der wirklichen Ausführung klein ist. Bei kleinen Geschwindigkeiten im Windkanal treten vielfach Unstetigkeiten durch instabile Strömungsformen auf. (Beispiel: Göttinger Profile 284 und 255.) Untersuchung kleiner Modelle bei sehr großen Geschwindigkeiten ist unbrauchbar, da man sich dann im Gebiete der Schallgeschwindigkeit befindet. Nach Bairstow und Booth müssen Modellgeschwindigkeit und Fluggeschwindigkeit für genauere Versuche gleich sein.

Als Flügelprofil hat sich ein verhältnismäßig dünner, wenig gewölbter Querschnitt überlegen gezeigt. Die dicken Junkersprofile sind aerodynamisch nicht überlegen. Die Angaben von Junkers darüber (ZFM 1920, S. 35) werden von keiner Versuchsanstalt (aber der Praxis! D. Ber.) bestätigt. Eine Untersuchung der Flugleistungen des Fok D VII an Hand Eiffelscher Polaren zeigt Übereinstimmung mit französischen Versuchsflügen und die bedeutende Überlegenheit einer Sopwith-Tragzelle. Selbst der Vorteil freitragender oder verspannungsloser Flügel kann dicke Profile mit fast ebener Unterseite nicht rechtfertigen. Widerstände von Streben und Verspannung fallen kaum ins Gewicht (! D. Ber.). Auch nach Göttinger Versuchen (Profile 344, 342, 165, 255, 284, 244) sind für Kriegsflugzeuge dünne gewölbte oder dünne ebene Profile, für Verkehrsflugzeuge mitteldicke (Profil 165) und gewölbte Flügelquerschnitte am geeignetsten. Die Versuche von Norton (ZFM 1920, S. 315 und 325) sind bei »lächerlich geringen« Kennziffern gemacht, auch sie zeigen den Vorteil dünner Flügelquerschnitte. Sehr dicke Flügel sind also »wenig interessant«. Sie mögen für den Statiker Gelegenheit zu überraschenden Bauarten bieten, sind aber aerodynamisch von großem Nachteil. Die Anordnung bei dem verspannungslosen und verstrebten Versuchseindecker L. E. (Metallkonstruktion von Bréguet nach Angaben von Eiffel. D. Ber.) ist der von Junkers unbedingt vorzuziehen. Auch der neue »Leviathan« von Bréguet (noch im Bau! D. Ber.) wird sicherlich dem Staakener Eindecker überlegen sein.

Der Handley Page-Flügel ist von hoher Bedeutung, vor allem, wenn die Schlitze im Fluge geöffnet oder geschlossen werden können. Der Alula-Flügel bietet nichts Bemerkenswertes. Verstellprofile haben für Flugzeuge ohne Höhenmotoren keine besonderen Vorteile. Außerdem sind die verwendeten Profile meist sehr ungünstig (Beispiel: Dayton-Wright-Renneindecker). Die veränderliche Fläche (z. B. Gastambide-Levavasseur) ist besonders für Kriegsflugzeuge sehr wichtig. Schwierigkeiten: bei der großen Stellung möglichst kleines Seitenverhältnis und möglichst tragfähiges Profil erforderlich. Das trifft auf den Gastambide-Levavasseur-Doppeldecker nicht zu (Seitenverhältnis bei eingezogener Fläche 1:8,5, bei ausgestreckter Fläche weit größer). Verkehrsflugzeuge müssen, um geringe Landegeschwindigkeit und großen Geschwindigkeitsbereich zu erhalten, möglichst hohe Gipfelhöhe haben. — W. Margoulis, L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 269/276 (16 Sp., 10 Schaub. und Polaren, 7 Skizz., 2 Lichtbild., 6 Zahlentaf.). W. **21/9. 66.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

6. Heft **31. März 1921** **12. Jahrgang**

Wasserlandflugzeuge[1]).

Nach einem Vortrag auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der WGL am 14. Januar 1921.

Von H. Herrmann.

Die ersten Versuche, ein Wasserflugzeug zu bauen, brachten das Wasserlandflugzeug, ein mit Anlaufrädern versehenes Seeflugzeug. In den Jahren 1910 bis 14 wurden alle möglichen Bauarten ausprobiert. Bewährt haben sich fast ausschließlich Schwimmerflugzeuge oder Flugboote mit hochziehbarem Fahrwerk.

In Deutschland fand 1912 ein Wettbewerb für Wasserlandflugzeuge in Heiligendamm statt, der aber wenig Erfolg brachte. Einen im Verhältnis der damaligen Zeit um so größeren Fortschritt brachte der Bodenseewettbewerb 1913. Die damaligen Flugzeuge sind, verglichen mit den heutigen, in keiner Weise mehr konkurrenzfähig. Während des Krieges wurde überall der Bau von Wasserlandflugzeugen aufgegeben. Nach dem Kriege stellten Amerika, England und Frankreich wieder verschiedene Wasserlandflugzeuge her. Im Frühjahr 1920 erfolgte in England ein Preisausschreiben für Flugzeuge, die auf dem Wasser und Land aufsteigen und landen können, zum 1. September 1920. Die Bedingungen waren etwa folgende: Jedes Flugzeug muß zwei Reisende tragen, englischen Ursprungs, vollkommen flugtüchtig und sehr gut mit Meßgeräten und Rettungsringen ausgerüstet sein. Bei Vollast darf das teilweise lecke Flugzeug auf dem Wasser nicht kentern. Bei einem Betriebsstoffvorrat für einen Flug von 650 km muß die Maschine mindestens 130 km schnell sein. Wenigstens 227 kg Ladung. Rettungsringe für die Reisenden können mit als Ladung gerechnet werden. Unbedingt zu erfüllen ist nur vollkommene Flugtüchtigkeit und Fähigkeit, mit losgelassenen Rudern mindestens 3 min ruhig in der Luft zu liegen. Bei den Versuchen werden nach folgenden Richtlinien Punkte erteilt oder abgezogen: Vollbelastet soll jedes Flugzeug 148 und 74 km/h schnell fliegen können. Bei glatter See muß das Flugzeug mit Vollast 550 m hinter der Stelle, wo der Start begann, eine Höhe von 7,6 m erreicht haben. Vom Land aus muß diese Höhe nach 366 m überflogen werden. Dabei brauchen die Betriebsstoffbehälter nur halb voll zu sein. Bei der Landung auf dem Flugplatz muß das Flugzeug 366 m hinter der Stelle, wo es noch 7,6 m hoch war, stehen. Flugdauer mit Vollast mindestens 3½ h. Jedes Flugzeug muß 24 h bei gutem Wetter im Wasser vor Anker liegen und dann eine Stunde lang fliegen. Gute Steuerbarkeit auf See. Ankergeschirr ist mitzunehmen. Bei zwei Motoren muß, wenn nur einer läuft, noch Steuerbarkeit vorhanden sein. Im Gleitflug soll mit losgelassenem Höhenruder kein Kippmoment auftreten. Ferner werden Feuersicherheit, Metallbau, Einfachheit der Konstruktionen, Bequemlichkeit für die Reisenden usw. bewertet.

Fünf Firmen haben Flugzeuge angemeldet, drei erschienen zum Wettbewerb.

Die Vickers-Werke, die in Deutschland etwa der AEG entsprechen und auch Starrluftschiffe bauen, hatten schon im Frühjahr 1920 ein Wasserlandflugboot mit 360 PS Rolls Royce hergestellt und brachten für den Wettbewerb ein besonderes Flugzeug heraus (Abb. 1). Die Verbesserung besteht in dem Einbau eines bedeutend stärkeren und leichteren Motors. Anscheinend wurde auch der Bootskörper durch Querschotte unterteilt, um genügende Stabilität des lecken Bootes zu erzielen. Es ist ein zweistieliger Doppeldecker. Der Motor mit vierflügeliger untersetzter Druckschraube hängt am Oberflügel. Das Boot ist aus Saunders »Consuta« (Sperrholz, das noch mit Kupferdraht vernäht ist) und auffallend schmal. Es war auf dem Wasser außerordentlich unstabil und wird seine seitlichen Stützschwimmer dauernd gebraucht haben. Die Reisenden sitzen in offenen Rumpfausschnitten, einer vor dem Führersitz und einer hinter der Schraube. Diese Sitzöffnung kann, wenn sie nicht gebraucht wird, durch ein Aluminiumblech abgeschlossen werden. Der Boden des Bootes ist V-förmig, um beim Anwassern durch Seitwärtsschleudern von Wasser Arbeit aufzunehmen. In der Höhe der Radachse eine Stufe, mitten zwischen Flügelhinterkante und Leitwerk eine zweite. An dieser ist der Sporn, mit einem Wasserruder verbunden, angebracht. Das Fahrwerk ist um eine quer über das Boot laufende Achse nach vorn hochschwenkbar. (Abb. 2). Zwei auf Knickung und Biegung beanspruchte Rohre laufen von dort zu einem Gelenkstück, an dem ein kurzer Achsstumpf befestigt ist. Durch Drehen an einer Schnecke wird ein Zahnrad betätigt, das mit einem Daumenrad verbunden ist, dessen Daumen in die Löcher eines Messingquadranten eingreifen. Die Spurweite ist sehr gering. Diese Anordnung dürfte wohl die schlechteste von allen im Wettbewerb erschienenen sein. Ein kleines Steinchen, das beim Start in die Löcher des Messingbügels gerät, macht ein Hochziehen der Räder zum Niedergehen auf dem Wasser unmöglich. Bildet sich auf dem Wasser etwas Eis, so kann man das Fahrwerk zum Landen nicht herablassen. Die ungünstige Beanspruchung des Verbindungsteiles zwischen den Stützen und dem Achsstumpf wird durch die Tatsache, daß das erste Flugzeug beim Probeflug auf dem Flugplatz der Firma mit dem Einflieger am Steuer durch Lösen eines Rades, das doch höchstwahrscheinlich durch Bruch des Verbindungsteiles entstanden ist, nahezu restlosen Druck machte. Die Abmessungen der Maschine sind:

Motor: 450 PS Napier Lion leistet bei 2200 U/min 509 PS, Drehzahl beim Geschwindigkeitsversuch 2190 U/min.

Leergewicht	1,60 t
Zuladung 28 vH	0,62 t
Gesamtgewicht	2,22 t
Flächengröße	47,8 m^2
Flächenbelastung	46,4 kg/PS
Leistungsbelastung	4,94 kg/PS
Spannweite	14,0 m
Länge	9,7 m
Höhe	4,0 m
Flügeltiefe	1,8 m
Flügelabstand	2,13 m
Beim Wettbewerb erreichte Höchstgeschwindigkeit	195,0 km/h
Sparfluggeschwindigkeit	132,0 km/h
Mindestgeschwindigkeit	84,0 km/h
Auftriebsbeiwert bei Höchstgeschwindigkeit	0,202
Widerstandsbeiwert bei Höchstgeschwindigkeit	0,048[1])
Gleitzahl bei Höchstgeschwindigkeit	1/4,19
Auftriebsbeiwert bei Mindestgeschwindigkeit	1,10
Gewicht bei der Geschwindigkeitsmessung	2,22 t
Benzinverbrauch bei 1 km Sparflug	0,293 kg
Nutzlast / Betriebsstoffgewicht für 3½ h Sparflug	9,75

Das Flugzeug kostet 7500 Pfd. Sterl., davon entfallen 2000 auf den Motor. Gewonnen hat es den 1. Preis in Höhe von 10000 Pfd. Sterl.

Die Supermarine-Werke, die langjährige Erfahrung im Flugbootbau besitzen, brachten ebenfalls ein Flugzeug mit hochziehbarem Fahrwerk zum Wettbewerb (Abb. 3). Der Bootskörper ist sehr elastisch aus zwei Lagen Mahagoni gebaut. Außen ist noch eine Stofflage, und das Hinterteil ist mit starken Stoffbändern umwickelt, anscheinend, um es vor Beschädigung durch aufgewirbelte Erde und Steine beim

[1]) Die folgende Niederschrift des Vortrages, der in erster Linie eine Aussprache herbeiführen sollte, ob ein Wasserlandflugzeug für Deutschland brauchbar und sein Bau ratsam ist, ist gekürzt. Es fehlt ganz die Ableitung der Formeln zur An- und Auslaufberechnung. Einige Tage nach dem Vortrage erfuhr ich, daß in dem kürzlich erschienenen Buche von Dr.-Ing. Bader, Grundlagen der Flugtechnik, dieselbe Berechnung mit den gleichen Ansätzen und Endergebnissen weit ausführlicher vorhanden ist. Es ist kein Grund vorhanden, die Ableitung nochmals zu drucken.

[1]) Wenn der Schraubenwirkungsgrad 0,75 war.

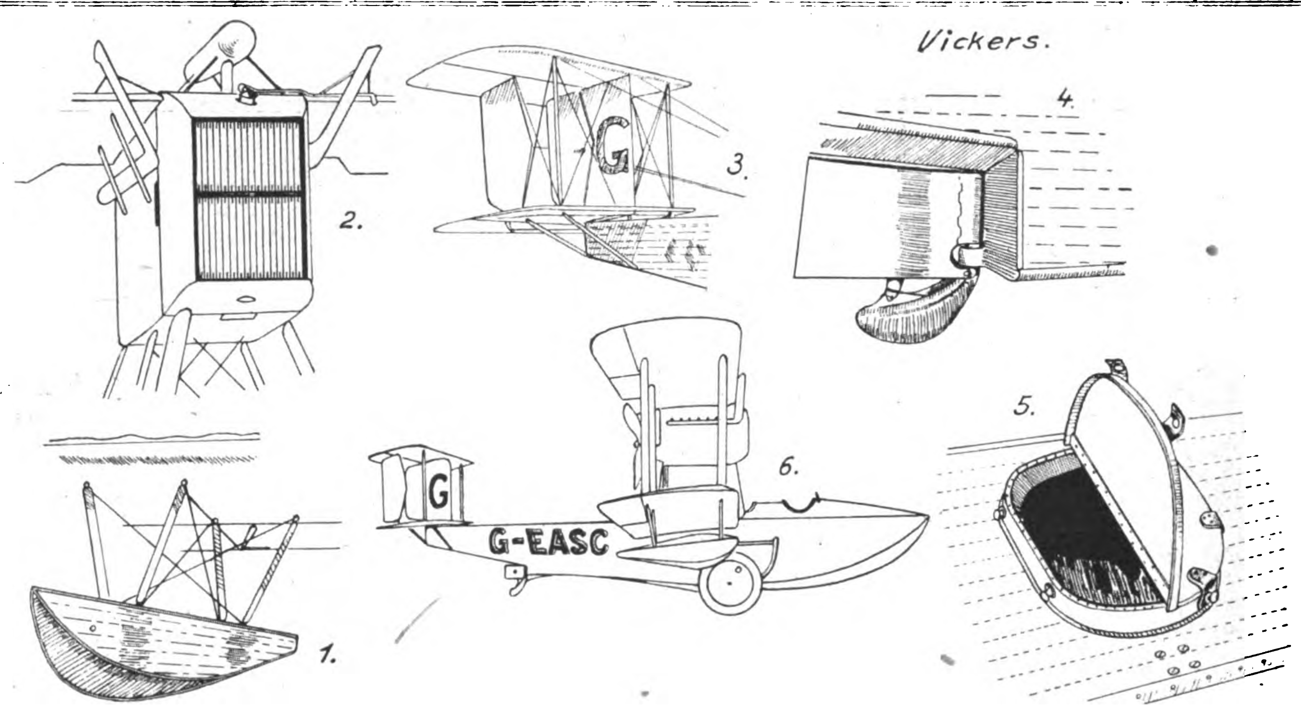


Abb. 1. Das Vickers-Flugzeug. 1. Seitlicher Stützschwimmer, 2. Motoreinbau, 3. Leitwerk, 4. Zweite Stufe mit Wasserruder und Sporn, 5. Hinterer Passagiersitz und 6. Gesamtansicht.

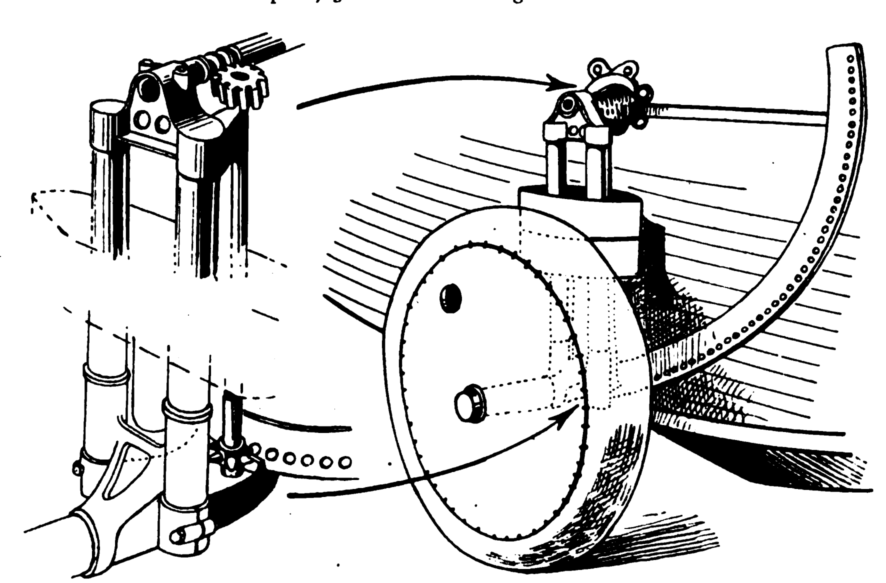


Abb. 2. Fahrwerk am Vickers-Vicking.

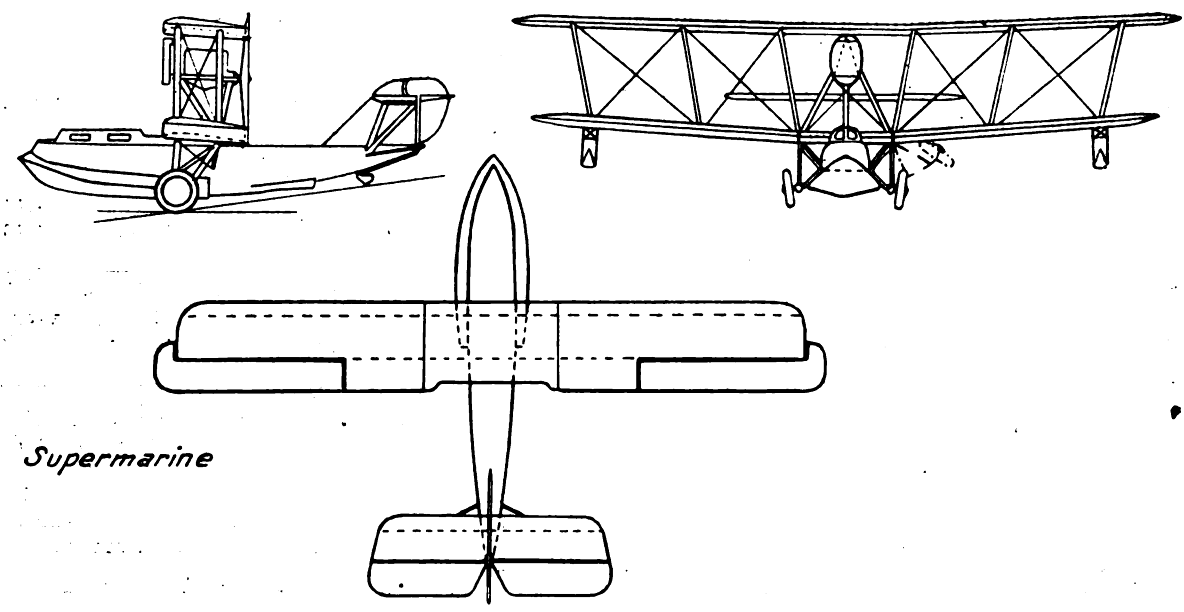


Abb. 3. Das Supermarine-Wasserlandflugzeug.

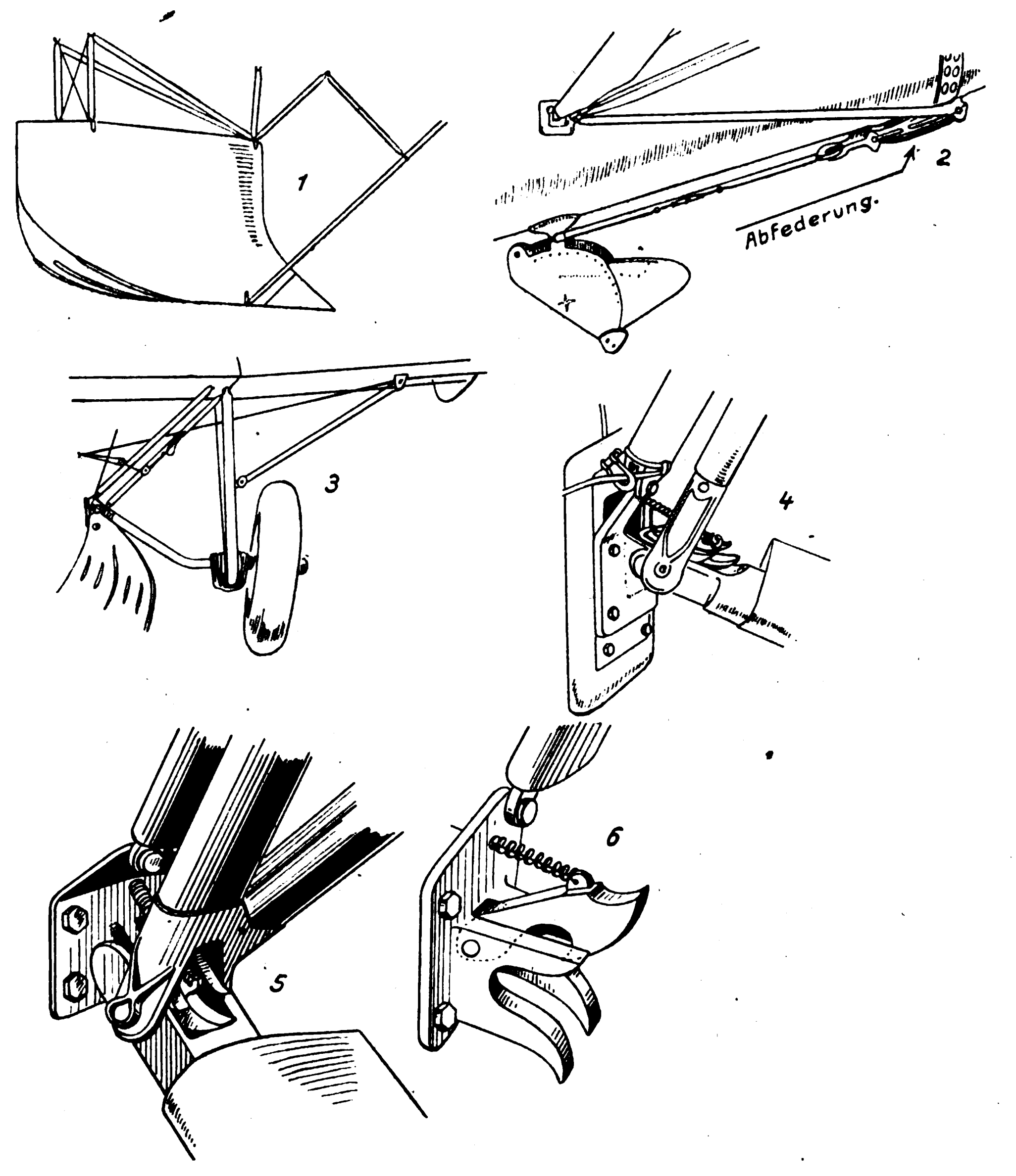


Abb. 4. Einzelteile am Supermarine-Flugzeug. 1 Seitenstützschwimmer, 2 Wasserruder mit Sporn, 3 Fahrwerk, 4, 5 und 6 Befestigung der Streben am Rumpf.

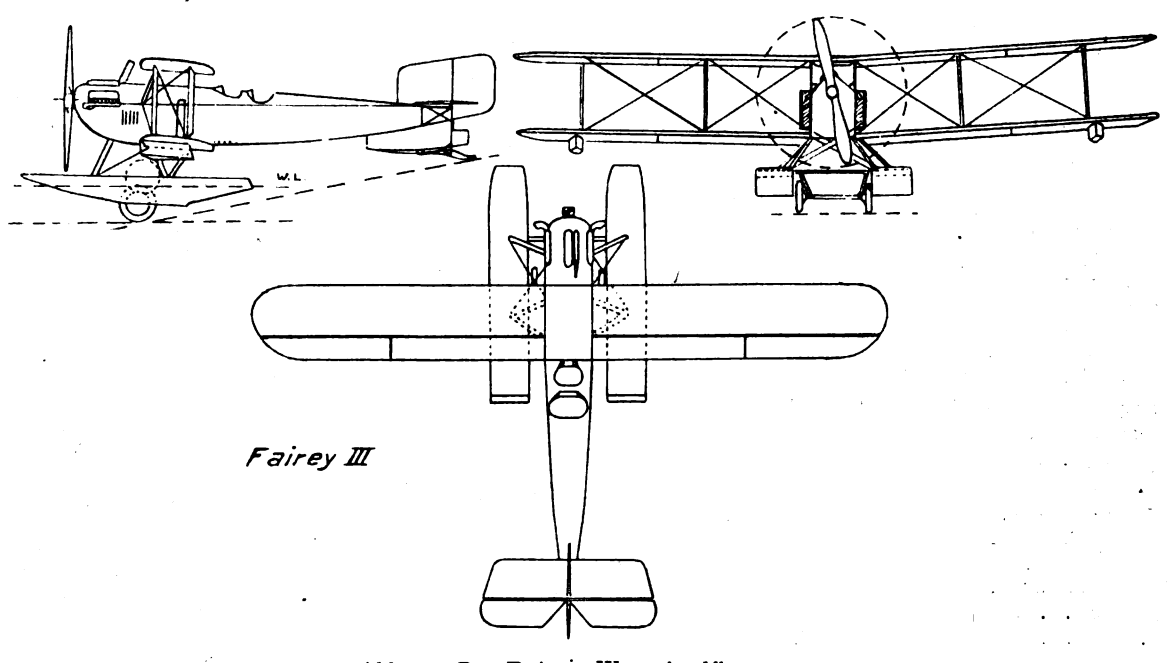


Abb. 5. Das Fairey-Wasserlandflugzeug.

Start zu schützen. Das Flugwerk ist wieder eine zweistielige normal verspannte Doppeldeckerzelle, an den Seiten Stützschwimmer. Das Boot ist an der Wasserlinie ziemlich breit und hat zwei Stufen. Das Fahrwerk sehen wir diesmal sehr geschickt angeordnet. Abb. 4. Da, wo die Holme des Unterflügels an das Rumpfmittelstück anschließen und die Motorträger sowie Flächenstreben zusammenlaufen, ist das Fahrwerk angebracht. Durch Lösen der gebogenen Achse am Rumpf kann man es seitlich hochschwenken. Der Rumpf wird nur durch seitliche Kräfte beim Landen mit Seitenwind oder Schiebei bei der Landung beansprucht. Unter dem Leitwerk ist ein Wasserruder angebracht, das gleichzeitig als Sporn dient. Der Hebel zu seiner Bedienung im Führersitz ist so angeordnet, daß der Führer es stehend lenken kann. Ferner hat das Flugzeug eine mit allen wasserdichten Abteilen verbundene Lenzpumpe. Daraus kann man schließen, daß die Bootshaut immer etwas Wasser durchläßt. Vor dem Führersitz sitzen die beiden Reisenden unter einem Dach mit seitlichen Fenstern.

Motor: 360 PS Rolls Royce bei 1800 U/min 352 PS, Drehzahl beim Geschwindigkeitsversuch 1900 U/min.

Leergewicht	1,80	t
Zuladung 30 vH	0,79	t
Gesamtgewicht	2,59	t
Flächengröße	55,2	m²
Flächenbelastung	47,0	kg/m²
Leistungsbelastung	7,2	kg/PS
Spannweite	15,2	m
Länge	10,1	m
Höhe	4,3	m
Beim Wettbewerb erreichte Höchstgeschwindigkeit	151,0	km/h
Sparfluggeschwindigkeit	128,5	km/h
Mindestgeschwindigkeit	88,5	km/h
Auftriebsbeiwert bei Höchstgeschwindigkeit	0,321	
Widerstandsbeiwert bei Höchstgeschwindigkeit	0,062	
Gleitzahl bei Höchstgeschwindigkeit	1/5,16	
Auftriebsbeiwert bei Mindestgeschwindigkeit	0,94	
Benzinverbrauch für 1 km Sparflug	0,453	kg
Nutzlast / Betriebsstoffgewicht für 3½ h Sparflug	8,8	

Das Flugzeug kostet 5600 Pfd. Sterl. Davon entfallen auf den Motor 1600 Pfd. Sterl. Gewonnen hat es als 2. Preis 8000 Pfd. Sterl.

Die Fairey-Flugzeugwerke haben ein Zweischwimmerflugzeug in den Wettbewerb gebracht (Abb. 5). Es unterscheidet sich von den Militärflugzeugen der Firma durch ein hochziehbares Fahrwerk zwischen den Schwimmern. Holzdrahtboot. Verstellbares Flügelprofil. Die Verstellung geschieht dadurch, daß der Teil des Flügels, der hinter dem hinteren Holm liegt, wie ein großes Querruder um eine Achse drehbar ist. Die Betätigung dieser Vorrichtungen geschieht durch ein Handrad vom Führersitz aus. Das Querruder ist von der Verstellvorrichtung unabhängig. Die Schwimmer sind abgefedert. Der Führersitz liegt hinter den Tragflächen. Hinter ihm, in einem offenen Rumpfausschnitt, sitzen zwei Reisende hinter einer Windschutzscheibe. Das Fahrgestell ist ein starrer Rahmen, der sich um das vordere Stahlrohr, das die beiden Schwimmer untereinander verbindet, drehen kann (Abb. 6). Mitten zwischen den Stützpunkten, von denen die Rumpfstreben nach oben laufen, ist eine Vorrichtung zum Festhalten des Fahrgestellrahmens angebracht. Die Verstellung der Höhenflosse mit dem Profil geschieht zwangläufig.

Motor: 450 PS Napier Lion leistet bei 2200 U/min 509 PS, Drehzahl beim Geschwindigkeitsversuch 2200 U/min.

Leergewicht	1,71	t
Zuladung 24 vH	0,57	t
Gesamtgewicht	2,38	t
Flächengröße	40,0	m²
Flächenbelastung	42,2	kg/m²
Leistungsbelastung	4,64	kg/PS
Spannweite	14,0	m
Länge	10,5	m
Höhe	3,7	m
Flügeltiefe	1,67	m
Flügelabstand	1,70	m
Beim Wettbewerb erreichte Höchstgeschwindigkeit	191,0	km/h
Sparfluggeschwindigkeit	152,0	km/h
Mindestgeschwindigkeit	87,5	km/h
Auftriebsbeiwert bei Höchstgeschwindigkeit	0,202	
Widerstandsbeiwert bei Höchstgeschwindigkeit	0,0408	
Gleitzahl	1/4,19	
Auftriebsbeiwert bei Mindestgeschwindigkeit	1,03	
Benzinverbrauch für 1 km Sparflug	0,317	kg
Nutzlast / Betriebsstoffgewicht für 3½ h Sparflug	8,65	

Das Flugzeug ist nach den Angaben der englischen Fachzeitschriften mit herabgelassenem Fahrgestell 20 km/h langsamer als mit hochgezogenem. Das ist ein Widerspruch; denn hochgeklappt hängen die Räder frei im Schraubenstrahl und sollten daher größeren und nicht, wie die Berichte lauten, kleineren Widerstand haben. Man kann diese Tatsachen aus verschiedenartiger Wirbelbildung erklären. Das Flugzeug kostet 4500 Pfd. Sterl., davon entfallen auf den Motor 2000 Pfd. Sterl. Der niedrige Preis läßt sich daraus erklären, daß die Firma das Flugzeug als englische Militärmaschine, in diesem Fall mit Bewaffnung und ohne Landfahrgestell, im Reihenbau herstellt. Es hat den 3. Preis, 2000 Pfd. Sterl., gewonnen.

Die Beardmore-Werke, eine Motorenfabrik, die am Bau von Starrluftschiffen beteiligt waren und Versuche mit Metallflugzeugen machen, brachten ein Flugboot mit Gitterschwanz heraus, das zum Wettbewerb aber zu spät kam (Abb. 7). Das Boot hat ein Duraluminiumgerippe und eine Mahagoniaußenhaut aus zwei kravel verlegten Schichten. Hier finden wir in jedem wasserdichten Abteil eine Lenzpumpe. Das Triebwerk besteht aus vier 200 PS Beardmore 6 Zylinder-Reihen-Standmotoren, die durch ein verwickeltes Getriebe mit elastischen Kuppelungen, Schwung- und Kegelrädern auf zwei Luftschrauben wirken. 7 Benzingefäße aus geschweißtem Aluminium liegen über den Motoren. (Vgl. ZFM S. 291.)

Die Saunders-Werke, eine Fabrik, die sich außer mit Flugzeugbau mit der Herstellung von Motorbooten und Sperrholzfabrikation befaßt, bauten für den Wettbewerb ein Zweimotorenflugboot (Abb. 8). Zwei 200 PS ABC-Wasp II luftgekühlte Sternformmotoren, eine Verspannungsebene, Tragflügelbespannung von Consuta-Zederholz, verstellbares Profil. Das Flugboot machte bei seinen ersten Flügen Bruch. Sein größter Nachteil ist die allzugroße Nähe des Gleitbodens über der Erde.

Die drei ersten Flugzeuge hatten alle die Start- und Landebedingungen erfüllt. Ein abschließendes Urteil über sie wird erst am Schluß abgegeben werden. Über die verwandten Baustoffe ist folgendes zu sagen: Die Boote sind aus Sperrholz hergestellt, als Leim ist wahrscheinlich Bluteiweißleim gebraucht, der gegen Feuchtigkeit bedeutend widerstandsfähiger ist als Caseinleim. Wenn Holz feucht wird, dehnt es sich aus. In der Faserrichtung aber bedeutend weniger als quer zu ihr. Daher fertigt man Sperrholz aus mindestens drei Lagen an und gibt den Fasern der äußeren Schichten gleiche Richtung. Wenn man zwei Schichten mit der Faserrichtung überkreuz aufeinander verleimt, so dehnen sich die Lagen verschieden aus und die Platte wirft sich. Zwei englische Flugboote benutzen Sperrholz aus zwei Lagen Mahagoni. Aber auch bei Dreifachsperrholz und Consuta ist die Beständigkeit gegen Seewasser gering. Ein Schutzanstrich kann wenig nützen; denn dadurch, daß der Gleitboden nahe an der Erde ist, wird er dauernd zerkratzt.

Das kanadische Luftamt, eine Tochterbehörde des englischen Luftamtes, gibt die Lebensdauer von Großflugbooten auf 77 bis 103 Flugstunden an; danach ist der Bootskörper unbrauchbar. Die englischen Wasserlandflugzeuge sind in ihren Einzelteilen im großen und ganzen genau wie die Kriegsflugzeuge hergestellt. Sie werden sich noch schneller abnutzen als ein Militärflugboot, dadurch, daß der Rumpf, in dem durch das Feuchtwerden Spannungen entstanden sind, die Landestöße ertragen muß.

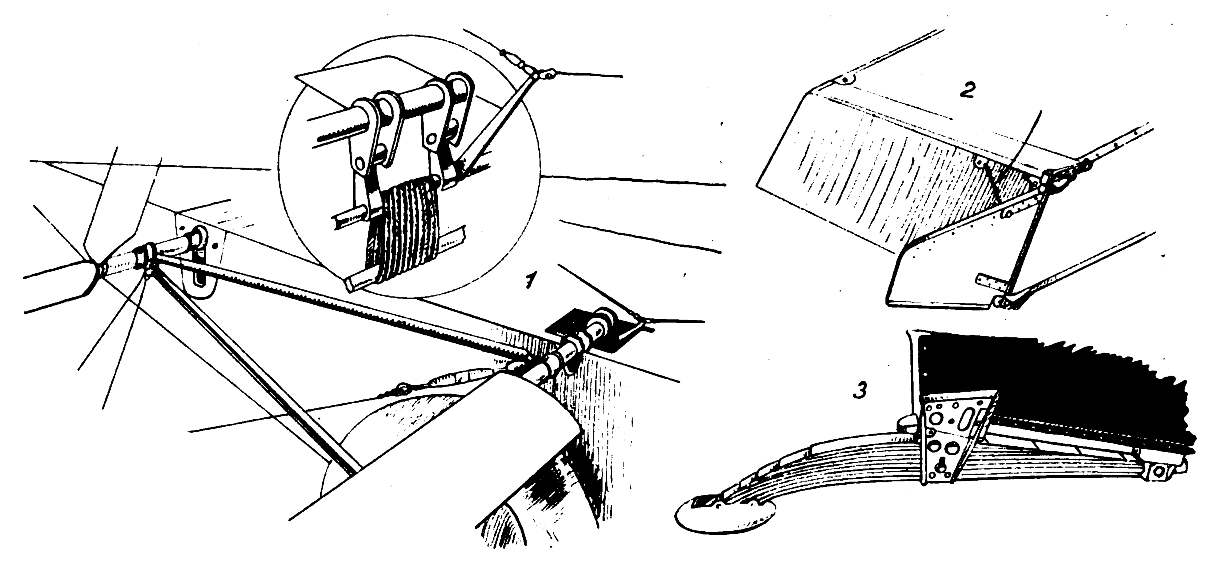


Abb. 6. Einzelteile am Fairey-Wasserlandflugzeug. 1 Fahrwerk, 2 Schwimmerhinterkante mit Wasserruder und 3 Sporn.

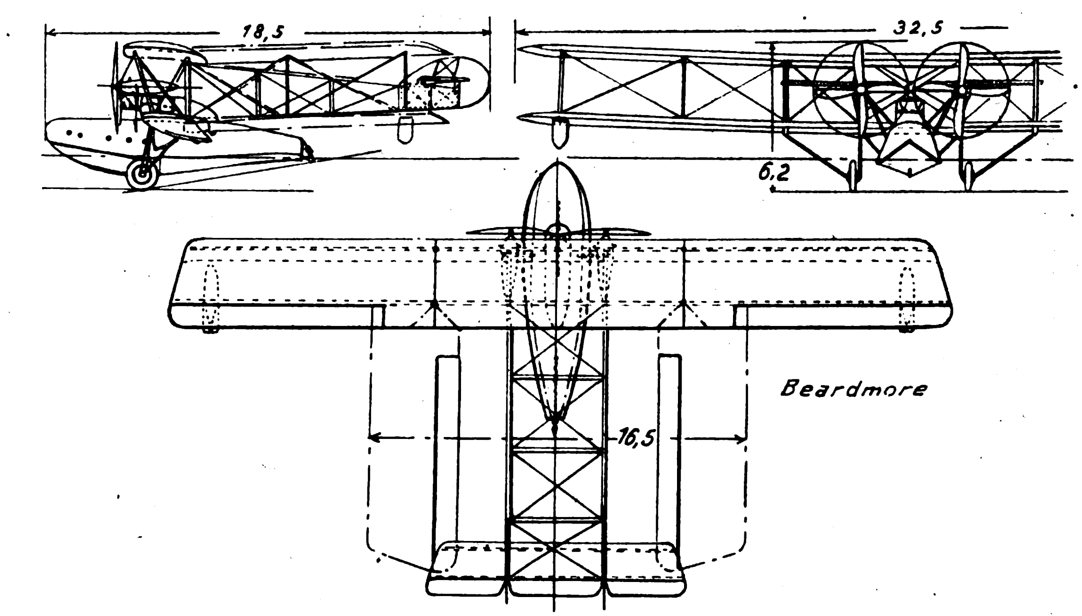


Abb. 7. Das Beardmore-Wasserlandflugzeug.

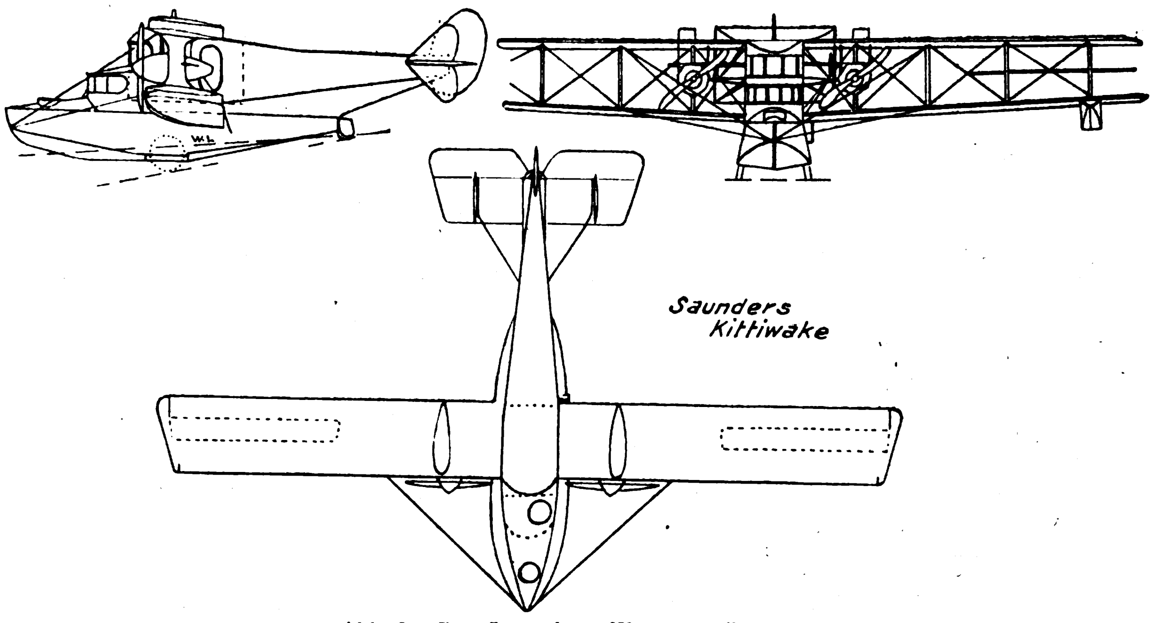


Abb. 8. Das Saunders-Wasserlandflugzeug.

Der Bau eines Wasserlandflugzeuges ist im wesentlichen eine Frage der besten Fahrgestellanordnung, sowie des An- und Auslaufes. Die Fahrwerksanordnung richtet sich jeweilig nach dem Gesamtaufbau und den verwendeten Baustoffen und kann schwer allgemein behandelt werden. Anders dagegen An- und Auslauflänge.

Beim Start ist Masse des Flugzeuges, vervielfacht mit der Beschleunigung, gleich dem Schraubenzug, vermindert um Luft- und Fahrwiderstand. Die Abnahme des Schubes mit steigender Geschwindigkeit ist nicht analytisch gegeben. Den wirklichen Verhältnissen am nächsten kommt folgende Annäherungsformel:

$$S = S_0 - \sigma v^2 + c v.$$

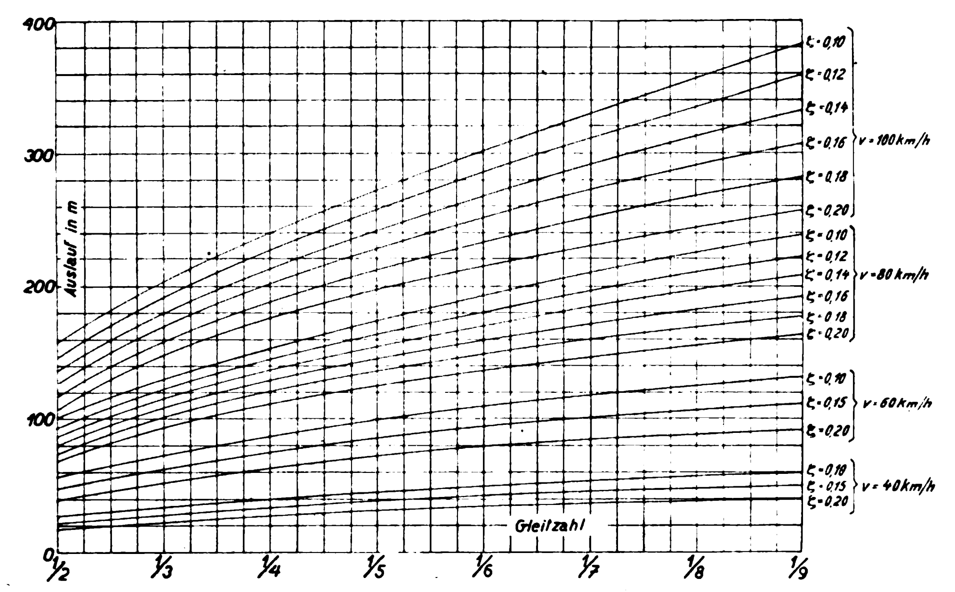


Abb. 9. Auslaufstrecke bei verschiedener Landegeschwindigkeit und Bodenreibung ζ, abhängig von der Gleitzahl.

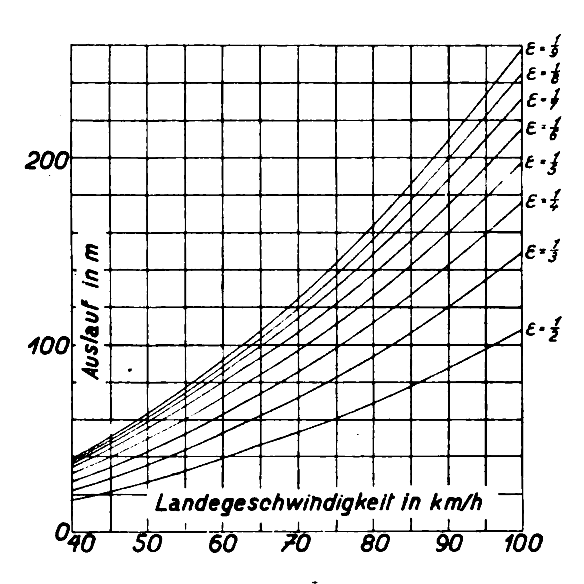


Abb. 11. Auslaufstrecke bei verschiedener Gleitzahl und sehr hohem Bodenreibungsbeiwert 0,20.

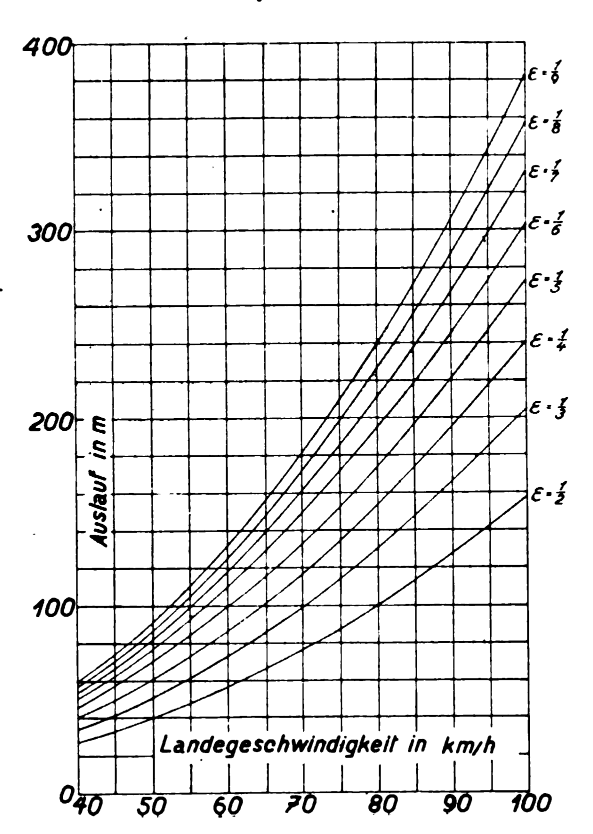


Abb. 10. Auslaufstrecke bei verschiedener Gleitzahl und kleinstmöglichem Bodenreibungsbeiwert 0,10.

Wobei S den Schraubenzug, S_0 den Schraubenzug im Stand, σ und c Beiwerte sowie v die Geschwindigkeit bedeuten.

Wird sie zur Berechnung der Anlaufstrecke benutzt und gleichbleibender Anstellwinkel vorausgesetzt, so bekommt man unhandliche verwickelte Beziehungen, mit denen Zahlenrechnungen sehr zeitraubend sind.

Vernachlässigt man das lineare Glied, so erhält man mit für praktische Zwecke ausreichender Genauigkeit eine einfache Formel, die als Sonderfall auch die Auslauflänge angibt. Das Ergebnis zeigt folgendes:

Die Anlaufstrecke hängt vom Quadrat der Abfluggeschwindigkeit ab. Bei gegebener Abschwebegeschwindigkeit besitzt die Leistungsbelastung den größten Einfluß. Wenn der Schraubenzug klein ist, bekommt die Gleitzahl des Flugzeuges steigende Bedeutung. Womit kann man nun den Anlauf bei gegebener Leistungsbelastung abkürzen? Eine Verminderung der Abfluggeschwindigkeit ist am wirksamsten. Bei gegebener Flächenbelastung muß dazu der größte Auftriebsbeiwert erhöht werden. Das führt auf den verstellbaren Tragflügel. Ein anderer Ausweg ist veränderliche Flächengröße. Der letzte und meist beschrittene ist Erniedrigung der Flächenbelastung oder Einbau eines überbemessenen Motors, bei dem

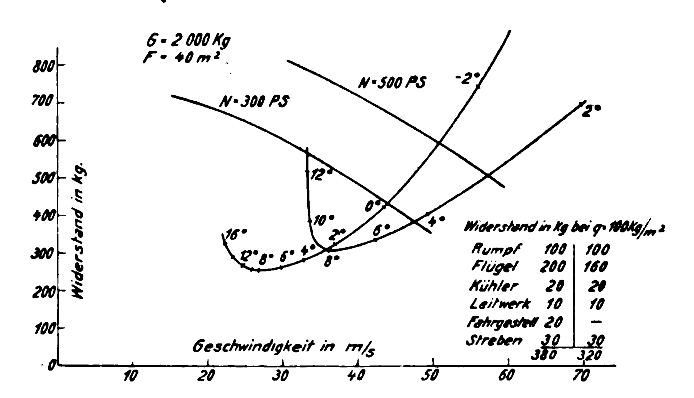


Abb. 12. Benötigter und vorhandener Schraubenzug bei einem Flugzeug mit Verstellprofil.

beim Start die Drossel bis zum Abheben vom Boden ganz geöffnet wird. Eine Verkleinerung des Widerstandes ist natürlich auch von Nutzen.

Für den Flugzeugführer gibt es wenig Möglichkeiten zur Verkürzung des Startes. Er kann mit dem Anstellwinkel der besten Gleitzahl starten und vorzeitig sein Flugzeug hochreißen. Aber er muß es sofort wieder drücken und niedrig über dem Boden schnell werden lassen. Beim Start auf aufgeweichtem Boden, also mit großem Fahrwiderstand, startet man meist mit hängendem Schwanz und großem Anstellwinkel. Dadurch werden die Räder stärker entlastet. Die Verminderung des Fahrwiderstandes wird durch die Erhöhung

des Luftwiderstandes ausgeglichen. Auch die Auslaufstrecke wächst mit dem Quadrat der Landegeschwindigkeit. Bei ihrer Berechnung ist eine Schwanzlandung vorausgesetzt. Bei einer Radlandung können stets unvorhergesehene Zwischenfälle, Steuerausschläge des Führers, Sprünge, verschieden große Reibung am Boden, verschieden starke Entlastung der Räder durch langsames oder schnelles Senken des Schwanzes, sowie Verschieben der Ladung bei Sprüngen usw. andere Verhältnisse schaffen. Die Zahl der Annahmen, unter denen gerechnet werden müßte, wird zu groß. Außerdem verlangt man von einem guten Führer, daß er bei Windstille oder mäßigem Gegenwind stets eine Schwanzlandung macht.

Aus Abb. 9, 10 u. 11 kann man den Einfluß verschiedener Gleitzahlen und Bodenreibung ersehen. Eine Bodenreibungszahl von 0,1, bezogen auf das Gesamtgewicht des Flugzeuges, dürfte wohl das Kleinstmögliche sein. Bei einem Einmotoren-Verkehrsflugzeug kann man mit 1,1 bis 1,3 rechnen. Eine geringe Änderung könnte nur eine Landung mit Kufen auf Eis oder Schnee bringen. Eine Verdoppelung des Bodenwiderstandes verkürzt die Auslauflänge etwa um $1/3$. Bei einer Gleitzahl von $1/2$ rollt das Flugzeug weniger als halb so weit wie bei $1/8$. An Hand dieser Formeln kann man auch die Wirkung einer Luft- oder Bodenbremse verfolgen. Um an einem 10 t-Flugzeug eine Bodenreibungszahl von 0,20 zu erzielen, müßte man einen ganzen Pflug an dem Sporn anbringen. Es fragt sich sogar, ob einer ausreicht. Es besteht gar kein Zweifel daran, daß sich das kein Flugplatzverwalter gefallen läßt. Es ist also besser, man macht den Anstellwinkel des auf Rad und Sporn stehenden Flugzeuges so groß wie möglich. Einen weiteren Ausweg bieten Luftbremsen. Wenn man irgendeine Fläche quer zur Flugrichtung einstellt, läßt sich der Widerstand leicht berechnen. Nehmen wir an, bei einem 2 t schweren Wasserlandflugzeug kann man den Schwanz nicht genügend herabbringen, und hat dadurch eine Gleitzahl von $1/6$ beim Landen. Das entspricht einem Luftwiderstand von 334 kg. Stellt man die Querruder senkrecht, so wächst der Widerstand, wenn diese 5 m² groß sind, auf 443 kg ($c_w = 0{,}8$). Die Gleitzahl fällt auf 1/4,62. Wir sparen also nur ganz wenige m Auslauf. An einem amerikanischen Sportflugzeug hat man einmal den Unterflügel um seinen einzigen Holm drehbar angeordnet. Nehmen wir an, daß das an unserem Beispiel möglich ist. Wenn die Fläche des Unterflügels 20 m² beträgt, wächst der Widerstand auf 734 kg. Das ergibt eine Gleitzahl von 1/2,72. Der Auslauf wird etwa um $1/6$ kürzer. Das entspricht der umständlichen Einrichtung, die zum Verdrehen eines ganzen Flügels nötig ist, in keiner Weise. Der Einfluß der Landegeschwindigkeit bleibt am größten. Diese kann man etwa durch geschicktes Fliegen erniedrigen. Läßt der Führer sein Flugzeug so niedrig ausschweben, daß die Räder die Grashalme berühren, so wird der größte Auftriebsbeiwert durch die Einwirkung des nahen Bodens etwas höher und die Landegeschwindigkeit kleiner.

Was ist beim Bau von Wasserlandflugzeugen möglich und was haben die Engländer erreicht? Zum Vergleich berechnen wir ein Metallflugboot mit freitragendem Tragflügel und veränderlichem Profil. (Amerikanische Messung, die englische ist dem Verfasser noch nicht zugänglich.) Das Gesamtgewicht soll 2 t sein. Das Boot erhält seitliche Wülste, um auf dem Wasser ausreichende Querstabilität zu erzielen. Das hochziehbare Fahrgestell wird in diese hineingeklappt. Bei einem Staudruck von 100 kg/m² hat der Rumpf, der ein Abteil von 1,8 m Breite, 3 m Länge und 2,0 m Höhe enthält, 100 kg Widerstand. Querschnittsfläche 6 m². Der Motor mit Kühler wird in die Mitte des dicken Tragflügels eingebaut. Dieser ist trapezförmig, hat innen dickeres Profil wie außen, 18 m Spannweite, 40 cm größte Bauhöhe. Durch die innen vergrößerte Flügeltiefe und größere Dicke, die einen höheren Auftriebsbeiwert ergibt, wie die äußeren Teile des Tragflügels, wird die Beanspruchung der Holme verkleinert. Wird das Profil symmetrisch gestellt, erniedrigt sich der Widerstand des Tragflügels von 200 auf 160 kg. Man spart also 10 vH Widerstand durch Verstellen des Profils und 5 vH durch Einziehen der Räder.

Da der Auftriebsbeiwert beim Umstellen des Profils sich ebenfalls ändert, bekommen wir zwei Kurven der notwendigen Leistung. Aus Abb. 2 ersieht man den großen Vorteil, den das Verstellprofil bietet. Bei 50 m/s ist der Unterschied bereits viermal so groß als bei 40 m/s, mit denen wir bei einem Staudruck von 100 kg/m² gerechnet haben. Bei einem 300 PS-Motor und einer Luftschraube mit 75 vH Wirkungsgrad ist eine Wagrechtgeschwindigkeit von 47,5 m/s = 171 km/h nach Modellmessungen auf dem Papier möglich. Beim ausgeführten Flugzeug dürfte die Geschwindigkeit auf 195 bis 200 km/h wachsen. Bei 500 PS sind 57,5 m/s oder 207 km/h nach Modellmessungen und in Wirklichkeit etwa 220 bis 230 km/h erreichbar.

Das Einziehen der Räder macht das Flugzeug schwanzlastig. Das Umschalten auf hohe Geschwindigkeit macht das Flugzeug noch schwanzlastiger. Eine einstellbare Höhenflosse ist also nötig. Ihre verschlechternde Wirkung auf die Stabilität ist bekannt.

Die Gewichte verteilen sich bei einem 300 PS-Motor in folgender Weise:

Triebwerk (2 kg/PS)	600 kg	30 vH
Tragflügel (4,5 kg/m²)	180 »	9 »
Rumpf mit Rest ohne Fahrgestell	325 »	16 »
Fahrwerk	75 »	4 »
Leergewicht	1200 kg	60 vH
Betriebsstoffe für 3½ h	250 »	12 »
1 Führer	75 »	4 »
Ladung	475 »	25 »
Gesamtgewicht	2000 kg	100 vH.

Der englische Napier Lion wiegt 386 kg. Das sind 0,86 kg/PS. Dieser 12 Zylinder-Fächermotor scheint recht betriebssicher zu sein; denn er wird in England in immer größer werdendem Umfange in Verkehrsflugzeuge eingebaut. Ein Triebwerksgewicht von 2,0 kg/PS erscheint für deutsche Flugzeuge hoch, für englische niedrig.

Was haben nun die englischen Konstrukteure geschaffen? Ihre Flugzeuge sind recht teuer. Der Brennstoffverbrauch ist sehr hoch. Die Lebensdauer ist außerordentlich kurz. Der Anteil der Nutzlast am Gesamtgewicht recht klein. Bequemlichkeit für Reisende ist überhaupt nicht vorhanden. Das mag wohl in den Kolonien gehen, wo der Reisende meist abgehärteter ist; aber dort wird größte Widerstandsfähigkeit gegen Witterungseinflüsse und leichte Wartbarkeit verlangt. Das gerade fehlt am meisten. Die verlangte Mindestgeschwindigkeit hat kein Flugzeug erreicht. Wir können damit rechnen, daß es der deutschen Industrie trotz ihrer schwereren Motore gelingen wird, Besseres zu leisten.

Aussprache.[1])

Moll: Die Ausführungen stimmen mit den Erfahrungen nicht überein. Die Flugzeuge hatten nach der Statistik des Reichsmarineamtes eine Lebensdauer im Durchschnitt von 85 h. Ich glaube, daß die angeführte Statistik des Kanadischen Luftamtes den Friedensbetrieb zugrunde legt. Bruch ist in den wenigsten Fällen auf geringe Beständigkeit, meist auf harte Landungen zurückzuführen. Bei den Fahrgestellen muß darauf hingewiesen werden, daß die beiden Hauptnachteile die geringe Höhe des Schwimmerbodens bzw. des Bodens der Flugboote bei den Erdlandungen sind. Das einfachste Fahrgestell hat das Sounders-Flugzeug, das zwei verschließbare Öffnungen hat. Leider sind in den englischen Zeitungen Leistungen der Flugzeuge auf dem Wasser nicht veröffentlicht worden, vielleicht deswegen, weil nichts erreicht wurde. Die Preise bedeuten, daß unsere deutsche Industrie die gleichen Flugzeuge ca. 60 vH billiger liefern könnte. Es wäre unzweckmäßig, wenn unsere Industrie sich auf den Amphibienbau verlegt.

Berthold: Ich möchte das unterstreichen, was Moll gesagt hat. Im Verkehr kommt es einzig auf die Wirtschaftlichkeit an. Die Zahlen über die Leistungsfähigkeit waren vernichtend. Wir müssen in erster Linie Flugzeuge mit wirtschaftlicher Leistung bauen. Wir dürfen das nicht erschweren, indem wir sie für Sonderfälle komplizieren. Die Zahlen über die Leistungsfähigkeit waren so, daß sie im wirtschaftlichen Verkehrsbetrieb nicht ausgenutzt werden konnten. Was die Engländer dazu gebracht hat, einen derartigen Wettbewerb auszuschreiben, ist noch nicht klar.

---

[1]) Der Teil der Aussprache, der sich auf den weggelassenen Teil des Vortrages bezog, ist hier folgerichtig ebenfalls fortgelassen.

Dr. Seehase: Ich möchte die vorherigen Ausführungen unterstreichen. Es kommt eben auf wirtschaftliche Leistungsfähigkeit an. Die veröffentlichten Zahlen setzen uns deutsche Konstrukteure in Erstaunen. Die prozentuale Nutzlast ist viel zu gering. Im allgemeinen werden solche Sonderaufgaben, ein Land- und ein Seeflugzeug zu vereinen, wohl nicht gestellt. Es genügt uns, entweder ein gutes Land- oder ein gutes Seeflugzeug herzustellen. Wenn man aber beide Arten vereinigt, so muß man nach einer Lösung suchen, nämlich beide Fahrgestelle ständig festzuhalten. Diese Lösung ist durchaus denkbar. Der Grund der Ausschreibung scheint noch nicht klar zu sein. Man könnte wohl den Grund darin suchen, daß England das größte Kolonialland der Welt ist. Oder man wollte den Konstrukteuren eine Aufgabe stellen, an die sie sich herantrauen. Die finanzielle Grundlage war von vornherein sichergestellt. Das englische Beispiel sollte für uns nachahmenswert sein. Man sollte in Deutschland die wissenschaftliche Forschung und die Versuche ausbauen. Es ist notwendiger, zu bauen und zu versuchen, als zu rechnen. Ich möchte hierbei den Aufruf richten: Unterstützt die deutsche Industrie dadurch, daß ihr Aufgaben gestellt werden!

Siegert: Durch die Ausschreibung zeigen die Engländer ihre große Unsicherheit. Sie wissen eben nicht, was sie bauen sollen. Der dauernde Streit um die Vorherrschaft zwischen Militär und Zivil scheint der einzige Grund zu sein, der diesen verunglückten Wettbewerb hervorgerufen hat. Ich entscheide mich, entweder Land- oder Seeflugzeug, aber kein Wasserlandflugzeug.

Hering: Die technischen Einzelheiten weisen bei dem Wettbewerb darauf hin, daß die Seefähigkeit gar nicht so gefordert wurde wie bei uns. Bei einer solchen Forderung würde auch das kombinierte Flugzeug Fiasko erlitten haben. Die Festigkeit des Bootskörpers bzw. der Schwimmer würde durch das Fahrgestell wesentlich beeinträchtigt werden.

v. Bentivegni: Die Verwendung des Kolonialflugzeuges scheint doch wohl nicht die richtige. Ich sehe nicht ein, warum man nicht genau so gut einen Platz zum Notlanden finden soll. Die Flüsse eignen sich nicht dazu, da sie den meisten Teil des Jahres ausgetrocknet sind.

Wagenführ stimmt den Ausführungen von v. Bentivegni bei.

Herrmann (Schlußwort): Die kurze Lebensdauer der englischen Flugzeuge erklärt sich zwanglos aus den verwendeten Baustoffen. Es werden zwei Lagen Mahagoni mit einer Stoffschicht in der Mitte übereinandergelegt. Die Faserrichtung der beiden ist senkrecht aufeinander. Dadurch, daß sich das Holz längs und quer zu ihr bei Feuchtwerden verschieden dehnt, wirft es sich dauernd und ist stets mit inneren Spannungen behaftet.

Ein Seeflugzeug, bei dem die Räder in das Wasser eintauchen, hat sich bisher nicht bewährt. Im Auslande findet man häufig die Vorschrift, daß staatliche Postflugzeuge so zu bauen sind, daß sie leicht in Militärflugzeuge verwandelt werden können. Das verschlechtert ihre Wirtschaftlichkeit außerordentlich.

Der Einfluß der wissenschaftlichen Forschung auf die Konstruktion der Flugzeuge.

Von K. G. Gaule, Danzig.

(Fortsetzung von Seite 74.)

Die Eigenschaften der graphischen Verfahren sollen an der Widerstandskurve erläutert werden, die der numerischen an Hand der Everlingschen und der Kannschen Formeln.

1. Die Widerstandskurve. (s. Abb. 2).

Aus (36) folgt

$$\sin \varphi = \frac{S - W}{G} \quad \ldots \ldots \quad (39)$$

Der Widerstandskurve können zugehörige Werte von $\sin \varphi$ und von $q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2$ direkt entnommen und ihr Produkt gebildet werden. Da der Anstieg natürlich nicht in der steilsten Flugbahn, sondern in der steilsten Barographenkurve erfolgen soll, muß das Maximum des Produktes $(v \cdot \sin \varphi)$ graphisch gesucht werden. Dies muß für eine durch die geforderte Genauigkeit bedingte Zahl von Höhenstufen geschehen, was glücklicherweise möglich ist, ohne daß die $(W—q)$-Kurve umgezeichnet werden müßte, denn aus (39), (12b) und (5) folgt:

$$\sin \varphi_\gamma = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot \sin \varphi_0 \quad \ldots \ldots \quad (40)$$

und der veränderliche Wert von v ergibt sich aus der Definitionsgleichung für q zu

$$v_\gamma = v_0 \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} \quad \ldots \ldots \quad (41)$$

Nachdem $(v_z \cdot \sin \varphi_z)$ als Funktion von z auf diese Weise gefunden ist, läßt sich die Quadratur ohne weiteres erledigen.

Wie man sieht, ist das Verfahren reichlich zeitraubend und obendrein mit dem grundsätzlichen Fehler von (12b) behaftet. Zur allgemeinen Anwendung ist diese Methode nicht gekommen, weil die numerischen Verfahren dem erwachten Bedürfnis rasch genug entsprochen hatten.

2. Die Barographenkurve von Everling.[1]

Everling findet unter den beiden Annahmen:

a) Die Motorleistung nimmt ∾ der Luftschicht ab, also $\nu = 1$, vgl. (25);

b) der Anstieg geschieht mit unveränderlicher Triebzahl;

c) die Näherung (12b) ist zulässig;

d) (22) ist gültig;

folgende Näherungsgleichung der Barographenkurve:

$$t_z = \frac{1}{0{,}000046 \cdot k \cdot v_g} \cdot \log \left\{ \frac{10^{0{,}023\,(Z_g - Z)} + 1}{10^{0{,}023\,(Z_g - Z_0)} + 1} \cdot \frac{10^{0{,}023\,(Z_g - Z_0)}}{10^{0{,}023\,(Z_g - Z)}} \right\} \quad (42)$$

oder angenähert

$$t_z = \frac{1}{0{,}000046 \cdot k \cdot v_g} \cdot \log \frac{Z_g - Z_0}{Z_g - Z} \quad \ldots \quad (42a)$$

worin k die Triebzahl, v_g in ms die Fluggeschwindigkeit in der Gipfelhöhe und die z die durch ihre Indices bezeichneten Höhen in km bedeuten.

Diese Darstellung hat nicht dieselbe praktische Bedeutung gewonnen wie die von Kann, trotzdem sie sorgfältiger abgeleitet ist. Der Grund liegt einerseits in der Verwendung der »Triebzahl k«, die sich nie recht einzubürgern vermocht hat und anderseits darin, daß ihre Ableitung nicht im gleichen Maße der Denkweise des Praktikers angepaßt ist, wie die der

3. Barographenkurve von Kann.[2]

Kann findet unter den Voraussetzungen:

a) $\nu = 0$; $\nu = 0{,}5$; $\nu = 1{,}0$; $\nu = 1{,}5$, vgl. (25);

b) der Anstieg geschieht mit unveränderlichem Anstellwinkel, also auch mit konstantem Staudruck;

c) die Näherung (12c) ist zulässig;

d) (22) ist gültig;

vier Gleichungen, von denen hier nur die für $\nu = 1$ angeschrieben wird.

$$t_z = 3{,}24 \left(\frac{G}{N_0 \cdot \eta} \right) \frac{\gamma_0}{\gamma_g} \cdot \log \frac{1 - \sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_0}}}{1 = \sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_z}}} \quad \ldots \quad (43)$$

Ihr, für die Begriffe eines Praktikers, noch immer reichlich »theoretisches« Aussehen hätte wohl auch ihr den Weg in die Praxis verschlossen, wenn Kann es nicht verstanden hätte, in nachahmenswerter Weise Interesse und Vertrauen in die rechnerische Behandlung der Steigfähigkeit der Flugzeuge bei den Konstrukteuren zu erwecken und ihr damit eine große Wirksamkeit zu verschaffen.

Er wies durch die überraschend gute Übereinstimmung einer vorausberechneten Barographenkurve mit der nach Vollendung des Flugzeuges erflogenen die Brauchbarkeit

[1] ZFM 1916, S. 124.

[2] T. B. I., S. 231.

nach und zeigte, daß mit Hilfe von Kurvenblättern die Anwendung gar nicht unbequem ist.

Seinen Darstellungen legt er durchweg die dem Praktiker geläufigen Verhältniswerte $\left(\frac{G}{N}\right)$ und $\left(\frac{G}{F}\right)$ (Leistungsbelastung und Flächenbelastung) zugrunde.

Und vor allen Dingen, er zeigte in sehr verständlicher Weise, daß sich aus seinen Formeln klare, einfache Richtlinien für die Verbesserung der Steigfähigkeit gewinnen ließen, was in der Zeit, in die seine Veröffentlichung fällt, da gute Steigzahlen alles waren, besonderen Eindruck machte.

Unter anderem wies er auf die Überlegenheit des Eindeckers hin und zeigte die außerordentliche Wichtigkeit der Gewichtsersparnisse, da G in (43) doppelt in gleichem Sinne in die Erscheinung tritt, einmal als Faktor und einmal in γ_g, das ja durch die Gipfelhöhe bedingt und damit selbst wieder stark von G abhängig ist.

Wie Alayrac und Everling macht auch Kann für die Rechnung die Annahme, daß der Anstieg mit konstantem Staudruck, also auch mit unveränderlichem Anstellwinkel erfolgt.

Da für den Staudruck einfache und zuverlässige Anzeigeinstrumente zur Verfügung standen, war es für den Flugzeugführer verhältnismäßig leicht, nach den Annahmen der Rechnung zu fliegen und die Übereinstimmung zu prüfen.

Für die Berechnung hat sich die Kannsche Steigformel aus den bei der Erörterung seiner Gipfelbahngleichung angeführten Gründen nicht bewährt.

Die guten Übereinstimmungen in dem von Kann gezeigten Vergleichsbarogramm war offenbar der besonders geschickten Führung des Versuchsflugzeuges zu verdanken.

Die Richtlinien haben ihre Bedeutung erhalten.

Für die Beurteilung der Zweckmäßigkeit einer einzelnen kleineren Änderung waren und sind die Kannschen Formeln durchaus brauchbar.

Der eigentliche Erfolg der Kannschen Veröffentlichung ist aber daran zu sehen, daß durch sie auch der Durchschnitts-Chefkonstrukteur dazu gebracht wurde, bis zu einem gewissen Grade wissenschaftlich zu denken.

C. Aus der Bedingung für die statische Längsstabilität.

Von einem guten Flugzeug wird verlangt, daß es eine hohe Eigenstabilität mit leichter Steuerbarkeit verbindet. Diese beiden Forderungen können konstruktiv nur schwer unter einen Hut gebracht werden.

Die hohe Eigenstabilität verlangt für alle praktisch vorkommenden Flugzustände (Anstieg, Geradeausflug in verschiedenen Höhenlagen, Gleitflug), daß das bei einer ungewollten Entfernung des Flugzeuges aus der Gleichgewichtslage auftretende rückführende Moment mit der Entfernung aus der Gleichgewichtslage sehr rasch anwächst, daß also:

$$\frac{dM}{da} \gg 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

Durch die konstruktive Befolgung dieser Forderung wird aber anderseits eine gewollte Änderung des Flugzustandes, mit andern Worten die Steuerung des Flugzeuges erschwert.

Wenn aus besonderen Gründen hohe Eigenstabilität mit schneller Reaktion auf dem Ruderausschlag für einen Flugzeugtyp verbunden sein müßten, wird eine relativ erhebliche Vernachlässigung der Leistung unvermeidlich, weil die Rückwirkung nur auf Kosten des Gewichtes und schädlichen Widerstandes der Ruder vergrößert werden konnte.

Die Stabilität der Flugzeuge von heute ist daher nicht etwa größer wie die, der zu Beginn unseres Entwicklungsabschnitts fliegenden, sondern richtiger, d. h. wir sind dem Optimum der Kombination von Flugleistung und Flugeigenschaft nähergekommen.

Praktisch hat sich herausgestellt, daß die Eigenschaft, die auch schon die »Taube« (allerdings verbunden mit recht minderwertigen Flugleistungen) besaß, sich nämlich allein mit der »Gasdrossel«[1]) steuern zu lassen, auch für Flugzeuge mit vorzüglichen Leistungen erreichbar ist. Außerdem ist es heute, im Gegensatz zu früher, möglich, die Stabilitätseigenschaft einer Neukonstruktion zuverlässig zu berechnen.

Diese beiden Fortschritte sind das Ergebnis der gemeinschaftlichen Arbeit von Wissenschaft und Praxis. Die Ausgangspunkte für die praktisch-wissenschaftliche Behandlung der statischen Längsstabilität waren einerseits die Ergebnisse der Versuche zur Bestimmung der Druckpunktwanderung der Flügel und anderseits die Gleichung (44).

Die Erscheinung der Druckpunktwanderung war frühzeitig bekannt und beachtet worden. Sie wurde zunächst lediglich als eine die Verwendbarkeit im Flugzeug schädigende Eigenschaft der Tragflächen angesehen. Flügelprofile mit geringer Druckpunktwanderung wurden bevorzugt und gesucht. Im Zanonia-Samenblatt wurde eine Tragfläche mit sehr kleiner D.P.W. gefunden und für die Konstruktion der »Taube« verwertet. Das Ergebnis war in der Tat: große Stabilität ohne nennenswerte feste Leitwerkflächen, verbunden mit untergeordneten Leistungen.

Die Vertiefung der Einsicht in die Ursache der geringen D.P.W. des Zanonia-Samenblattes ließ erkennen, daß sie durch die Aufbiegung (Schränkung) des hinteren Drittels der Fläche bedingt war, und also durch eine sehr erhebliche Verminderung des Auftriebes erkauft wurde.

Es lag nahe, daß es nur auf das korrigierende Moment der aufgebogenen Teile ankam. Dieselbe Größe des Momentes konnte aber auch durch eine kleinere Korrektionskraft in größerem Abstand erreicht werden. Der Auftriebsverlust durch die Korrektion der Druckpunktwanderung war aber proportional der Korrektionskraft. Mit dieser Einsicht war die Trennung des Leitwerks vom Flügel gegeben.

Da hiermit der unvermeidliche Auftriebsverlust relativ sehr klein gestaltet werden konnte, brauchte auf die Druckpunktwanderung der Flügelprofile bei deren Bewertung kein entscheidendes Gewicht mehr gelegt werden.

Um so mehr wurden immer genauere Messungen der D.P.W. notwendig, da gerade durch die Ausschaltung ihres Einflusses erster Ordnung, die Leistungen allgemein so verbessert werden konnten, daß auch ihrem Einfluß zweiter Ordnung Rechnung getragen werden mußte.

Die Gleichungen

$$\frac{dM}{da} > 0 \text{ und } (3) \; M_s = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

waren für den Praktiker nicht so selbstverständlich, wie man annehmen sollte. Noch heute findet man Konstrukteure, die im übrigen vollkommen auf der Höhe der Aufgaben stehen, die sich fragen, »um welchen Punkt sich ein Flugzeug eigentlich dreht«, womit sie fragen wollen, auf welchen Punkt die Gleichgewichtsbedingung $\Sigma M = 0$ bezogen werden muß.

Sie stellen sich das Flugzeug im Druckpunkt (d. h. im Durchstoßpunkt der Luftkraft-Resultierenden durch den Flügel) in der Luft aufgehängt vor und erhalten auf diese Weise die Gleichgewichtsbedingungen in einer für die rechnerische Verfolgung sehr unbequemen Form.

Das Moment des Fluggewichtes hängt mit der Fluggeschwindigkeit nur mittelbar in sehr komplizierter Weise zusammen, während das Moment des Leitwerkes in erster Linie von q und damit von v abhängt.

Da die Durchführung der Rechnung infolgedessen auf erhebliche Schwierigkeiten stößt, begnügen sich diese Konstrukteure dann meist mit Erfahrungswerten (z. B. der Abtrieb auf die Höhenflosse soll 25 kg betragen).

In einer für den praktischen Konstrukteur leicht faßlichen Form ist ein brauchbarer Weg zur rechnerischen Ermittlung der statischen Längsstabilität wohl zuerst von Fuchs und Hopf[1]) angegeben worden.

[1]) Diese Eigenschaft verlangt, daß das Flugzeug in der Höhenlage, für die es »ausgeglichen« ist, ohne Betätigung der Höhensteuerung im Geradeausflug verharrt und, nach einer Ablenkung durch Böen, von selbst in diese zurückgekehrt.

Sie verlangt ferner, daß das Flugzeug nach dem Abstellen des Motors in einen flachen Gleitflug übergeht, aus dem es sich nach der Wiederinbetriebsetzung des Motors aufrichtet, um in einer asymptotisch verlaufenden Flugbahn, den Geradeausflug in der Eigenhöhe wieder aufzunehmen.

[1]) T. B. I., S. 85.

Fuchs und Hopf zeigen zunächst, daß die Bedingungen (44) für alle in Betracht kommenden Flugzustände, also für einen ganzen Bereich von Anstellwinkeln untersucht werden muß und wählen für die Stabilitätsberechnung den Anstellwinkel als unabhängige Veränderliche. Sie stellen ferner die Gleichgewichtsbedingung für den Schwerpunkt auf und finden damit Gleichung:

$$M_s = M_F + M_L + M_P = A_F \cdot R_F + A_L \cdot R_L + A \cdot S = 0 \qquad (45)$$

$$M_s = a_F' \cdot \frac{\delta}{\delta_0} \cdot C_{RF} \cdot F_F \cdot q + a_L \cdot C_{RL} \cdot F_L \cdot q + a_p \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot S_{0,\gamma} - c_s \cdot F_s \cdot q \right) = 0 \qquad (45\,a)$$

$$M_s = q \cdot \left[\frac{a_F'}{\delta_0} \cdot F_F \cdot \delta_{(\alpha)} \cdot C_{RF}^{(\alpha)} + a_L \cdot F_L \cdot c_{RL}^{(\alpha)} + a_p \cdot \frac{2g}{\gamma_0} \cdot S_{0,\gamma} \frac{1}{v^2} - a_p \cdot \gamma_0 \cdot c_s \right] = 0 \qquad (45\,b)$$

Die A und F bedeuten konstruktive Längen und Flächen, die durch ihre Indices näher bezeichnet sind. Sie sind demnach im Verlauf der Untersuchung unveränderlich. Ebenso c_s, das durch die Eigenschaften des Propellers konstruktiv festgelegt ist. δ bedeutet die Druckpunktswanderung, δ_0 ist gleichfalls eine konstruktiv festgelegte Länge. Hieraus folgt für $\frac{d\,Ms}{d\,\alpha}$:

$$\frac{d\,Ms}{d\,\alpha} = q \cdot \frac{d\,[\quad]}{d\,\alpha} + [\quad] \frac{d\,q}{d\,\alpha} \quad . \; . \qquad (46)$$

Da sich die Stabilität aber auf den jeweiligen Gleichgewichtszustand bezieht, der sich zwar nicht durch eine feste Einstellung der Leitwerksteile erreichen läßt, wie aus (45b) hervorgeht, aber durch entsprechende Ruderstellung des Führers stets eingehalten wird, ist der Klammerausdruck identisch gleich Null, und $\frac{d\,Ms}{d\,\alpha}$ läßt sich in Form von (46a) anschreiben:

$$\frac{d\,M_s}{d\,\alpha} = q \cdot \left[\frac{a_F'}{\delta_0} \cdot F_F \cdot \frac{d\,(\delta \cdot c_{RF})}{d\,\alpha} + a_L \cdot F_L \cdot \frac{d\,c_{RL}}{d\,\alpha} + a_p \cdot \frac{4g}{\gamma_0} \cdot S_0 \cdot \frac{1}{v^3} \cdot \frac{d\,v}{d\,\alpha} \right] . \qquad (46\,a)$$

Das letzte Glied des Klammerausdruckes kann vernachlässigt werden, da a_P konstruktiv sehr klein ist, v relativ groß und $\left(\frac{d\,v}{d\,\alpha}\right)$ an sich eine kleine Größe ist.

Die Stabilitätsbedingung nimmt daher die einfache Form (46b) an.

$$\frac{d\,M_s}{d\,\alpha} = q \cdot \left[a_F' \cdot F_F \left(c_{RF} \frac{d\,\delta}{d\,\alpha} + \delta \frac{d\,c_{RF}}{d\,\alpha} \right) + a_L \cdot F_L \cdot \frac{d\,c_{RL}}{d\,\alpha} \right] > 0 \qquad (46\,b)$$

Da es versuchstechnisch keinerlei Schwierigkeiten bereitet, das Produkt $(\delta \cdot C_{RF})$ direkt zu messen, geschah es auf diese Untersuchung hin, und zwar wurde $C_m = \delta \cdot C_R$ fortan in das Polardiagramm eingetragen, also wie C_a als Funktion von C_w dargestellt unter Beischreibung der Anstellwinkel.

(46b) konnte also noch weiter vereinfacht werden zu

$$\frac{d\,M_s}{d\,\alpha} = q \cdot \left[\frac{a_F'}{\delta_0} \cdot F_F \cdot \frac{d\,c_{mF}}{d\,\alpha} + a_L \cdot F_L \cdot \frac{d\,c_{RL}}{d\,\alpha} \right] > 0 \qquad (46\,c)$$

hieraus folgt allgemein:

Die statische Stabilität eines Flugzeuges ist um so größer, je größer q, d. h. die Geschwindigkeit ist. Falls daher der Klammerausdruck sich im Bereich der in Frage kommenden Flugzustände in nicht zu weiten Grenzen ändert, ist es jedenfalls für den Flug mit höchster Geschwindigkeit (Sturzflug; »gedrückter« Flug) leichter, ausreichende Stabilität zu erhalten, wie für den Flug mit geringster Geschwindigkeit (mit überlastetem Flugzeug; »überzogener« Flug).

(Fortsetzung folgt.)

Buchbesprechung.

L'Aviation de Transport von L. Hirschauer, Verlag Dunod Éd. Paris 1920, 4°, 233 S. mit zahlreichen Lichtbildern, Karten, Zahlen- und Rechentafeln usw. Preis geheftet 22 Fr.

Das bereits im September 1919 verfaßte Buch hebt sich vorteilhaft von anderen Werken über den gleichen Gegenstand ab. Der Verfasser hat während des Krieges im technischen Dienst der französischen Fliegertruppe den Stand und die Aussichten des Flugzeugbaues eingehend studiert und hebt hervor, wie wenig die Grundsätze des Kriegsflugzeugbaues für die Konstruktion von Verkehrsflugzeugen in Betracht gezogen werden dürfen — ein Standpunkt, den man im Auslande noch sehr wenig vertreten findet. Über den Vorsprung, den sich unser Flugwesen in der letzten Kriegshälfte hat sichern können, ist freilich in dem sonst sehr sachlichen Werk nur wenig zu finden, wenngleich auch der Verfasser gelegentlich die Vorzüge der Junkersschen Bauweise streift und ihre Bedeutung betont.

Der technische Teil des Verkehrsflugzeugentwurfes, der den ersten Abschnitt des Werkes bildet, bringt Betrachtungen über Flugweite, Höhenflug, Einfluß des Windes, Betriebsstoffverbrauch, Gewicht- und Nutzlastverteilung an Hand von Gütezahlen, deren Werte aus beigegebenen Zahlentafeln einer größeren Anzahl ausgeführter und bewährter Flugzeuge aller Arten aus den Jahren 1908 bis 1918 hervorgehen. Ebenso werden Triebwerksgewichte an Hand von Angaben über bekanntere Flugzeuge, unter denen freilich das deutsche Flugwesen nur durch Fok D VII und Fdh G III vertreten ist, betrachtet. Von der herkömmlichen Bauweise scheint auch der Verfasser nicht abgehen zu wollen. Interessant sind Angaben über die durchschnittliche Lebensdauer von Flugmaterial, die offenbar behördlichen Kriegsstatistiken zu verdanken sind. Danach stellt sich z. B. die Lebensdauer eines Flugzeuges bei sorgfältiger Behandlung (Schulflugzeug) auf 3—400 Flugstunden, bei an der Front gebrauchten Flugmotoren auf nur 90 Flugstunden, wobei eine zweimalige Überholung vorgesehen ist und Brüche, Schußbeschädigungen nicht miteingerechnet wurden. Das dürfte ja auch mit unseren Ergebnissen an französischen Beutemotoren übereinstimmen. Einige Motorenarten hingegen, wie z. B. der 80 PS-Renault von 1914 (3 kg/PS), haben in Fliegerschulen eine normale Lebensdauer von 300 Betriebsstunden gezeigt, so daß der Verfasser seinen Annahmen für Friedensflugmotoren eine Lebensdauer von 500 Stunden zugrunde legt und dafür das Motoreinheitsgewicht statt mit 1,75 kg/PS mit 2,25 kg/PS berechnet. Als höchste Leistungsbelastung für Verkehrsflugzeuge werden 12 kg/PS angegeben. Die Aussichten des Schnellfluges in sehr großen Höhen erscheinen dem Verfasser noch zu wenig geklärt, um sie in den Bereich der Verkehrsflugmöglichkeiten einzubeziehen.

Die zu erwartenden Leistungen von Verkehrsflugzeugen werden eingehend dargelegt, wobei auch Wasserflugzeuge in Betracht gezogen werden; ferner werden die höchsten erreichbaren Leistungen von Sonderflugzeugen besprochen und auch das Kleinflugzeug kurz gestreift. Eine kurze und übersichtliche Beschreibung von 58 bewährteren Flugzeugen (1908—1918) schließt den technischen Teil ab.

Der zweite Teil des Werkes bringt Betrachtungen über Wirtschaftlichkeit und Verwendung von Verkehrsflugzeugen, die bis ins einzelne durchgeführt sind und recht wertvolle Angaben enthalten. So betrugen z. B. die Preise für Flugwerke (d. h. Flugzeuge ohne Triebwerk) 1917—1918 im Mittel:

Erkundungsflugzeuge	65 Fr./kg
Jagdflugzeuge	75 Fr./kg
Bombenflugzeuge	75 Fr./kg

Für Motoren wurden 1918 in Frankreich gezahlt:

Umlaufmotoren	150—160 PS	18000 Fr.
Standmotoren	130 PS	13—14000 Fr.
»	300—350 PS	18—24000 Fr.
»	500—600 PS	28—32000 Fr.

Für die Kostenrechnung geht der Verfasser von einer Verbilligung von 35 vH gegenüber den Kriegspreisen aus. Die errechneten Gesamtunkosten der Luftreise werden den Reisekosten im Kraftwagen und in der Eisenbahn gegenübergestellt und lassen die auch bei uns betonte Überlegenheit des Großflugzeuges auf Strecken von 500—1000 km gut erkennen. Der Preis der Luftreise ist dabei um $^1/_6$ höher als die Fahrt in der ersten Wagenklasse der Eisenbahn. Weitere Abschnitte des Werkes behandeln die Einrichtung von Luftverkehrslinien und die dafür auf Grund wirtschaftlicher Gesichtspunkte in Frage kommenden Flugzeugarten. In den Schlußkapiteln werden die Aussichten des Weltluftverkehrs, die internationale Regelung der Luftfahrt, der Luftnavigation und der Flughäfen sowie die staatliche Förderung des Friedensflugwesens in technischer und wirtschaftlicher Hinsicht an Hand der Erreichten und des zu Erwartenden kritisch beleuchtet.

Das sachlich geschriebene Werk dürfte — trotzdem manche Teile uns bereits überholt erscheinen müssen — auch deutschen Interessenten aus dem Gebiete der Luftfahrt von Wert sein.

Weyl.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Der Wettbewerb des französischen Aeroclubs 1921 (20.—22. 2., 20.—22. 3., 20.—22. 4.) sieht folgende Flugstrecken vor: Le Bourget—Lille (Umkreisen des Flugplatzes in höchstens 200 m Höhe und ohne zu landen)—Le Bourget; Le Bourget—Pau (Südfrankreich)—Le Bourget; Le Bourget—Metz (Umkreisen des dortigen Flugplatzes ohne zu landen)—Le Bourget.

Jede Maschine muß 6 Sandsäcke zu je 80 kg Gewicht, die 6 Fahrgäste darstellen sollen, in einer Kabine mitnehmen, welche mindestens 1,4 m hoch und 0,6 m breit sein muß, ferner 200 kg Fracht, die in einem Raum von mindestens ½ m³ Ausdehnung untergebracht sein muß. (»Flight« vom 13. 1. 21.) **21/8. 13.**

Der internationale Gordon-Bennett-Wettbewerb 1921 für Freiballone wird im September in Brüssel stattfinden. (»Neptune«, 4. 2. 1921.) **21/9. 6.**

Schneider-Pokal 1921. Der Kgl. Aero-Club von England gibt öffentlich bekannt, daß er eine Summe von Pfd. Sterl. 1000 zu den Unkosten beisteuern wird, die englischen Fliegern aus einer Teilnahme an diesem Wettbewerb entstehen würden. Jedes Land kann bekanntlich drei Bewerber zu dem im September in Venedig stattfindenden Wettbewerb entsenden. (»L'Auto-Paris«, 14. 2. 21.) Hu. **21/9. 7.**

Der Monaco-Wettbewerb für 1921 sieht folgende Bedingungen vor:

1. Postflugwettbewerb Monaco—Ajaccio (Korsika)—Monaco. Jedes teilnehmende Flugzeug muß vorher an Ort und Stelle eine Steigprobe auf 2000 m mit 200 kg Ballast in 45 min machen. Während des Postfluges sind 200 kg Nutzlast mitzunehmen, und, falls verlangt, 2000 m Höhe zu erreichen. Die Maschinen müssen mit F.T.-Sendeapparaten zu 500 W versehen sein.
2. Geschwindigkeitswettbewerb Monaco—Cannes—Monaco—Mentone—Monaco (etwa 125 km).
   Die teilnehmenden Maschinen müssen am Starttage in weniger als 1 h an Ort und Stelle eine Höhe von mindestens 3000 m erreicht haben.
3. Höhenwettbewerb (ohne näheren Bedingungen. D. Ber.).
4. Geschicklichkeitswettbewerb:
   a) Gleitflüge: Der Führer muß bei in bestimmter Höhe abgestelltem Motor im Gleitflug bis auf eine durch 4 Fesselballone angegebene Höhe heruntergehen und möglichst im Mittelpunkt der durch die 4 Ballone umgrenzten Fläche landen,
   b) Zerstören von Ballonen: Für jedes Flugzeug werden drei kleine Ballone in Abständen von 30 s abgelassen — der erste 1 min nach dem Start des betr. Flugzeuges —, die von einem Passagier des Flugzeuges so schnell wie möglich abzuschießen sind.

(»Flight«, 3. 2. 21.) **21/9. 8.**

Das Ergebnis des „Grand Prix" des Aero-Clubs von Frankreich (21/8. 13), zu dem die Flieger d'Or und Bernard am 21. 2. in le Bourget starteten, war ein Mißerfolg. Durch eine Panne am Kühler fiel der eine der beiden Motoren aus, trotzdem flog der Farman-Goliath noch ½ h mit einem einzigen Motor, bis er bei Massignac eine Notlandung vornehmen mußte.

Ergebnis 21. 2.:

Start in le Bourget	10 h 16 m 14 s abends.
Umfliegen von Lille	11 » 50 » » .

22. 2.:

Rückkehr nach Paris	2 h 8 m 45⁴/₅ s vorm.
Start Richtung Pau	2 » 49 » 10 » » .
Landung in Massignac (Charente)	7 » 30 » » .

(L'Auto«, Paris, 23. 2. 21.) Hu. **21/9. 22.**

Zwei Preisausschreiben des „Real Aéro-Club des Espana" sind kürzlich erfolgt, die lediglich für Piloten mit spanischer Staatsangehörigkeit und im Besitz des Zeugnisses des Aero-Clubs von Spanien bestimmt sind.

1. Fernandez Duro-Preis (10000 Pesetas), der dem Piloten zufällt, der als erster, auf irgendeinem Punkt des spanischen Gebiets, der spanischen Gewässer oder des Okkupationsgebietes in Nordafrika startend, einen Weltrekord nach Klasse A und C der von der F. A. J. zugelassenen Rekorde aufstellt.

2. Einen Preis von 1000 Pesetas für jeden Piloten, der, von irgendeinem Punkt des spanischen Gebiets, der spanischen Gewässer oder des Okkupationsgebietes in Nordafrika startend, einen nationalen Rekord gemäß Ziff. 1, 2 und 3 der Klasse A und C der von der F. A. J. zugelassenen Rekorde aufstellt. (»la Presse-Paris«, 14. 2. 21.) Hu. **21/9. 25.**

Weltluftverkehr.

Die Herabsetzung des Luftpostportos ist auf der Linie Frankreich—Marokko ab 1. Februar erfolgt. Die Zuschläge zum Porto der durch Flugpost beförderten Briefe usw. betragen nunmehr: Frs. 0,75 für 20 g, Fr. 1.75 von 21—100 g; über 100 g: Fr. 1 für je 100 g oder angefangene 100 g bis zum Höchstgewicht von 500 g. (»l'Auto-Paris«, 3. 2. 21.) Hu. **21/8. 15.**

Ein Verzicht auf Luftpost wird aus Tunis gemeldet. Ein von der Verwaltung geforderter Kredit von Fr. 300000 als Subvention für die in Aussicht genommene Linie Antibes—Bizerta wurde mit Rücksicht auf die schlechte Finanzlage des Protektorats von der beratenden Konferenz abgelehnt. (»La Vigie Marocaine«, 20. 1. 21.) **21/8. 16.**

Die geringe Inanspruchnahme der Luftpost Schweiz—Marokko meldet ein Bericht aus Bern. Zwei regelmäßige Eilsendungen gehen ab, eine von Lausanne, eine von Basel. Von 20 Eilsendungen, die von Dezember bis 1. Februar in Basel abgingen, enthielten nur drei je einen Brief mit Bestimmung nach Marokko. Von 23 in Lausanne abgehenden Eilsendungen waren 8 leer, die 15 anderen enthielten zusammen 28 Briefe. Insgesamt wurden vom Dezember bis 1. Febr. auf dem Luftweg also nur 31 Briefe aus der Schweiz nach Marokko befördert. Die Generaldirektion der Schweizer Post wird ihre Versuche, diese neuartige Beförderungsart populär zu machen, noch 2—3 Monate fortsetzen. Wenn der Verkehr sich aber nicht vergrößert, wird voraussichtlich diese Luftpostlinie, wenigstens soweit die Schweiz in Frage kommt, nicht mehr benutzt werden. (»Le Droit du Peuple-Lausanne«, 8. 2. 21.) Hu. **21/9. 4.**

Ein Luftverkehr Sevilla (Spanien)—Larache (Marokko) über Vejer—Tarifa ist einer Meldung des »Diario Marroquí« zufolge eröffnet worden. Verwendet werden Havilland-Maschinen zur Post- und Passagierbeförderung.

Abfahrt Sevilla 7,30 h vormittags. Ankunft Larache 11 h vormittags. (»La Vigie Marocaine«, 6. 1. 21.) **21/9. 5.**

Der Wert des im Jahre 1920 auf dem Luftweg beförderten Güter von Paris nach London (Kostüme, Mäntel und Hüte) übersteigt Pfd. Sterl. 300000 oder umgerechnet Fr. 15747000. (»L'Auto«, Paris, 17. 2. 21.) Hu. **21/9. 21.**

Amerika.

Der Umfang der amerikanischen Luftpostsachen im Jahre 1920 beträgt insgesamt 103 Mill. Briefe. Auf der Strecke New York—San Francisco wurden täglich 16000 Briefe übermittelt. Im ganzen waren täglich im Postdienst 35 Flugzeuge tätig und legten annähernd 13000 km zurück. (»L'Auto«, Paris, 17. 2. 21.) Hu. **21/9. 39.**

Das Zusammenwirken von Postflugzeug und Eisenbahn in Amerika veranschaulicht folgendes im »Telegraaf« enthaltene Beispiel:

Im New York—San Franzisko-Verkehr verläßt ein Postflugzeug bei Tagesanbruch New York, während der Expreßzug erst 8⁴⁰h abends abfährt. Dieses Flugzeug trifft mittags in Chicago ein und holt dort den Expreßzug vom vorigen Abend noch ein. Auf diese Weise beförderte Briefe erlangen dadurch einen Vorsprung von 24 h.



Außer dem Expreßzug verläßt in der Richtung San Franzisko noch ein Personenzug New York um 2^{15h} nachts, der 1^{15h} in der folgenden Nacht in Chicago ankommt. Die von diesem Zug mitgebrachte Post wird nun bei Tagesanbruch nach Westen weiterbefördert und gelangt schon mittags nach Cheyenne, wo der Expreßzug nach San Franzisko zum zweiten Mal eingeholt wird. Hier gibt der Zug dann die schon bis Chicago durch die Luft beförderten Briefe wieder an ein Flugzeug ab, das am nächsten Morgen nach San Franzisko startet und diese Stadt noch am gleichen Nachmittag erreicht. (»De Telegraaf«, 12. 2. 21.) **21/9. 40.**

Einen Bauauftrag auf 30-t-Luftkreuzer mit 2100 (amerik.) Meilen Aktionsradius hat das amerikanische Marinedepartement gegeben. Es handelt sich um Flugboote mit 3 Paar Tragflächen und 9 Antriebsmaschinen, die zusammen 3600 PS entwickeln. Das Gesamtgewicht der Luftfahrzeuge soll 30 t betragen, wovon 15 t auf Besatzung und Ladung entfallen. (Anscheinend handelt es sich um Caproni-Riesenflugzeuge, von denen Amerika eins in Italien bestellt hat. (»Times, 14. 2. 21.) **21/9. 41.**

Ein neuartiges Flugzeugmutterschiff ist in den Vereinigten Staaten von Amerika durch Umbau eines älteren Fahrzeuges hergestellt worden. Das Schiff hat bei einem Deplacement von 13000 t ein Flugdeck von 160 × 20 m, mit darunter befindlichem Flugzeugschuppen. Um eine freie Startbahn zu haben, sind die beiden Schornsteine an jeder Seite des Schiffes angeordnet. Das Schiff ist außerdem mit Kränen zum Heißen und Katapulten zum Abschleudern von Flugzeugen versehen. Die Besatzung besteht aus 45 Offizieren und 260 Mann. (»De Telegraaf«, 7. 2. 21.) **21/9. 42.**

Bulgarien.

Die Interalliierte Luftfahrt-Überwachungskommission in Bulgarien ist nach Frankreich zurückgekehrt, da alle im Friedensvertrag vorgesehenen Bedingungen als erfüllt betrachtet werden. (»l'Auto«, Paris, 19. 2. 21.) Hu. **21/9. 29.**

England.

Die englische Luft-Transportstatistik für den Außenhandel für das Jahr 1920 weist folgende Zahlen auf:

Einfuhr im Luftwege . . .	Pfd. Sterl.	677047
Ausfuhr » » . . .	» »	339108
Summe	Pfd. Sterl.	1016155

Das letzte Viertel des verflossenen Jahres weist allein eine vierfache Steigerung gegen den gleichen Zeitraum im Jahre 1919 auf.

Unter den Einfuhrziffern stehen an erster Stelle Damenkleider mit Pfd. Sterl. 307500, sowie Pelze mit Pfd. Sterl. 78000. Ausgeführt wurde hauptsächlich Herren- und Knabengarderobe, die in der Ausfuhrstatistik mit Pfd. Sterl. 27700 an erster Stelle aufgeführt ist. (»Times«, 12. 2. 21.) **21/8. 6.**

Die Errichtung eines Landungsmastes ist jetzt auf dem Flugplatz Pulham zur Vorbereitung der Versuchsflüge mit Passagierluftschiffen erfolgt. Der Mast unterscheidet sich von den früheren Konstruktionen dadurch, daß er statt eines Fahrstuhls aus Sparsamkeitsgründen nur Leitern erhalten hat. Die Verankerungs- und Verholeinrichtungen sind dagegen besser durchgearbeitet worden. Pulham soll der Hauptliegeplatz für die Luftschiffe werden, während der Verkehr selbst über den günstiger gelegenen Flugplatz von Croydon geleitet werden soll. (»Times«, 22. 1. 21.) **21/8. 7.**

Die Auflösung der Sektion „Luftschiffe" des Air Ministry ist nach einer Londoner Meldung endgültig erfolgt. Das Ministerium will alle Anstrengungen einheitlich der Weiterentwicklung der Flugzeuge widmen. (»l'Auto«, Paris, 18. 2. 21.) Hu. **21/9. 9.**

Eine Fachschule für Luftfahrwesen, die ihrem Wesen nach eine Verbindung zwischen dem theoretischen Universitätsstudium und der Praxis darstellen soll, besteht in South Kensington. Sie ist eine Stiftung von Sir Basil Zaharoff und wird von Sir Richard Glazebrook geleitet. Sie besitzt Lehrstühle für Aerodynamik, Meteorologie, Luftschiff- und Flugzeugbau, Festigkeitslehre, Maschinenzeichnen, Navigation usw.

Die Verwaltung der Anstalt geschieht durch einen Ausschuß von 12 Mitgliedern, unter dem Vorsitz von Sir Arthur Acland, in dem das Imperial College, das Luftministerium, das Aeronautische Versuchskomitee, die Universität Cambridge, die Kgl. Gesellschaft für Luftfahrt und die Britische Gesellschaft für Luftfahrzeugbau vertreten sind. Die Regierungsbeihilfe beträgt jährlich Pfd. Sterl. 8500.

Mit den Lehrgängen sind Besichtigungen von Fabriken und technischen Instituten verbunden; das Luftministerium und andere Institute haben ihre Werkstätten und Laboratorien zu praktischen Arbeiten zur Verfügung gestellt. Nach Beendigung der theoretischen Ausbildung werden die Studenten als Volontäre zu praktischer Tätigkeit dem Royal Aircraft Establishment in Farnborough überwiesen. (»Times«. 18. 2. 21.) **21/9. 11.**

Frankreich.

Eine Übersicht über die Entwicklung des französischen Handelsluftverkehrs 1920.

I. Organisation des Luftverkehrs durch den Staat.

Unter dem Gesichtspunkt der Verbindung großer Zentren von Politik, Handel und Gewerbe desselben oder mehrerer Staaten werden für Frankreich folgende Groß-Luftverkehrslinien in Betracht kommen:

London — Calais — Paris — Dijon — Lyon — Marseille — Italien —Orient;
Brüssel — Valenciennes — Paris — Bordeaux — Bayonne — Spanien;
Le Havre — Paris — Straßburg — Mitteleuropa;
Nantes — Lyon — Genf — Mitteleuropa;
Bordeaux — Toulouse — Marseille — Italien — Orient.
und in Franz.-Nordafrika:
Casablanca — Oran — Algier — Tunis.

(»L'Aéronautique«, Paris, Sonderheft Januar 1920; 1 Karte der französischen Luftverkehrslinien Ende 1920, 6 graphische Darstellungen des Luftverkehrs Paris—London von September 19 bis November 20 und des Verkehrs auf dem Flugplatz le Bourget, 1 Luftverkehrsplan für le Bourget.) Hu. **21/8. 11.**

Die Bildung eines „Obersten Luftrats", das letzte Projekt des früheren Unterstaatssekretärs Flandin ist jetzt von seinem Nachfolger Laurent Eynac wieder aufgegriffen worden. Der »Oberste Luftrat« soll unter dem Vorsitz des Unterstaatssekretärs des Luftamtes aus dem Chef des Generalstabes des Feldheeres, dem Chef des Admiralstabes, einem Direktor aus dem Kolonialministerium und einem Vertreter der Zivilluftfahrt bestehen und die notwendigen engen Beziehungen zwischen diesen Dienststellen sicherstellen. Das Gesetz zur Errichtung dieser neuen Behörde, das augenblicklich der Genehmigung des Kriegs- und Marineministeriums vorliegt, wird voraussichtlich noch vor Ostern veröffentlicht werden. (»L'Auto«, Paris, 17. 2. 21.) Hu. **21/9. 14.**

Übersicht über die französischen Luftverkehrs-Gesellschaften nach dem Stand vom Januar 1921:

1. L'Aéronavale, Levallois-Perret;
2. Compagnie Aérienne Française, Paris;
3. Compagnie Franco-Roumaine de Navigation Aérienne, Paris;
4. Compagnie Générale Transaérienne, Paris;
5. Compagnie Mediterranéenne de Transports Aériens, Nizza;
6. Menageries Aériennes, Paris;
7. Lignes Aériennes Latéroère, Paris;
8. Transports Aériens Guyanais, Paris.

(»l'Aéronautique-Sonderheft Januar 1921.) Hu. **21/9. 19.**

Eine Propagandanummer der französischen Zeitschrift „L'Air" ist in französischer, englischer und spanischer Sprache herausgekommen, betitelt: »L'Aéronautique Française en 1921«. Es wird hier eine zusammenhängende Übersicht über die bereits veröffentlichten Leistungen der französischen Luftverkehrsgesellschaft, Luftfahrzeug-, Motoren- und Propellerfirmen gegeben. Zahlreiche Lichtbilder. Bei einzelnen Firmen (z. B. Farman) sind Preislisten veröffentlicht. Hu. **21/9. 20.**

Italien.

Berechnungen über einen italienisch-internationalen Luftschiffverkehr mit 17 Lenkluftschiffen von 50—100000 m³ Inhalt veröffentlicht die »Revista Marittima«.

Von	über	nach	Fahrzeit h	Gesamtanlagekosten	Jährliche Unterhaltungskosten
Rom	Gibraltar—Fayal	New York	104	145 Mill. Lire[1])	111 Mill. Lire[2])
Rom	Gibraltar—Paris	London	21		
Rom	Alexandrien	Kairo	28		
Rom	—	Konstantinopel	17		

[1]) Einschl. der Kosten für Fahrzeuge, Landungsplätze usw.
[2]) Einschl. der Betriebskosten.

(»Alrededor del Mundo, 6. 2. 21.) **21/9. 23.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Brennstoffkunde. Bedeutung des Alkohols für die Motorbrennstofffrage. — Burnell R. Tunisson, Automotive Industries, Bd. 44, 6. Jan. 1921, S. 14/17 (6½ Sp., 5 Schaub., 1 Zahltaf.) E. **21/8. 30.**

Fallschirme. Der Differentialfallschirm Ulinski. — Leopold Brenner, Der Flug, Bd. 13 (Sonderheft), Dez. 1920, S. 90/92 (4½ Sp., 1 Skizz., 1 Zahltaf.). W. **21/8. 31.**

Flugzeugbau. Das französische Marineflugwesen besitzt gegenwärtig: einige 1000 PS-Hochseeflugzeuge als Versuchsflugzeuge (wahrscheinlich Latham-Dreimotoren-Flugboote. D. Ber.), eine Torpedo-Seeflugzeugbauart (Versuchsflugzeug) und das Luftschiff »Dixmude« (vorher Zeppelin L. 7.). Versuche von 1920 hauptsächlich über Verwendung von Landflugzeugen von Schiffen aus, Abflug von Schiffsplattform (Flugzeugmutterschiffe »Bapaume« und »Bretagne«). Landung auf Deckaufbau (»Béarn«) sind jetzt abgeschlossen. — Landry, L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 268 (1 Sp., o. Abb.). W. **21/9. 50.**

Flugzeugbau. Tätigkeit des französischen Flugwesens 1920. Der Prüfungsausschuß des französischen Luftamtes für Flugzeuge und Flugmotoren hat 1920 folgende neuen Bauarten zugelassen:

I. Heeresflugzeuge: vier Jagdeinsitzer, vier Jagdzweisitzer, einen Aufklärungszweisitzer, einen Schutzdreisitzer, drei Nachtbombenflugzeuge, ein Kolonialflugzeug, zwei Flugzeuge der Bauart T.O.E. (?).

II. Marineflugzeuge: zwei Aufklärungsflugzeuge, zwei Torpedoflugzeuge, zwei Küstenschutz-Seeflugzeuge, vier Hochseeflugzeuge.

III. Verkehrsflugzeuge: zwei Entwürfe für Reiseflugzeuge, zwei für See-Verkehrsflugzeuge.

IV. Sonderflugzeuge: ein Flugzeug mit veränderlicher Tragfläche (Gastambide-Levavasseur. D. Ber.), vier Hubschrauber-Entwürfe.

Ferner etwa ein Dutzend Motoren verschiedener Leistung zwischen 180 und 900 PS. Alle diese neuen Bauarten wurden bestellt und sind im Bau. Im ganzen wurden 1920 in Frankreich 978 Flugzeuge gebaut. — Pierre-Étienne Flandin, L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 265/266 (3 Sp., o. Abb.). W. **21/9. 51.**

Flugzeugbau. Das Entwerfen von Flugzeugen. Widerstand des Leitwerks mindestens 12 vH des Tragflügelwiderstandes. Der schädliche Widerstand wächst mit der zweiten, der der Tragdecken mit einer etwas kleineren Potenz der Geschwindigkeit. Augenblicklich beträgt Einheitsgewicht der Flugmotoren im Mittel 1,22 kg/PS, Triebwerkgewicht, Motor trocken mit Schraubennabe, Auspuffsammler, leerem Kühler, Einbaubeschlägen und Rohrleitungen, 1,5 kg/PS. Mindestens 0,11 kg/PS Kühlwasser. Gangbarer Behälterzuschlag 11 vH des Brennstoffgewichts. Gewicht der Luftschraube wächst annähernd proportional der Leistung.

An einem Flugzeug mit 160 km/h Geschwindigkeit, 9 kg/PS Leistungsbelastung und 40 kg/PS Flächenbelastung haben gleichbleibendes Gewicht (kg):

Quer- und Höhenruder	4,4
Seitenruder	1,6
Hilfshöhenruder	3,6
Drosselgestänge	1,1
Höhengasregelung	0,7
Zündgestänge	0,7
Kühlerklappensteuerung	0,7
Elektrische Leitungen und Schalter	1,2
Anlasser mit Beschlägen	3,3
Spritzbrett mit allen Meßgeräten für Motor und Ortung	7,2
Führersitz	5,5
Anlasserkabel	1,8
Hähne, Pumpen, Reiniger usw. an Benzin- und Ölleitung	7,2
Windschutzscheibe für den Führer	0,9

Gewicht der Steuerzüge entspricht den Längenabmessungen. Flügelgewicht ist gleich dem Würfel der Länge mal einem Beiwert, mehr dem Quadrat der Länge mal einem Beiwert. Wenn man bei gleicher Flächenbelastung und Festigkeit das Flugwerk ähnlich vergrößert, ändern sich die Beiwerte. (Der Berechnung sind Abmessungen und Gewichte des Bristol-Fighter zugrunde gelegt.) Da Rumpfholme und Streben mit zunehmender Größe leichter werden, wird der Teil des Rumpfgewichtes, der mit dem Würfel der Länge wächst, beim Größerwerden kleiner. Gewicht der Betriebstoffbehälter ist zum Teil stets gleich (Anschlußstutzen für Leitungen), zum Teil der ersten (Blechdicke), zum Teil der zweiten (Beschläge), zum Teil der dritten Potenz der Länge (Versteifungen) proportional.

Zeichnerische Auswertung zeigt bei einer bestimmten Flugzeuggröße niedrigsten Brennstoffverbrauch je tkm. Ladung läßt sich durch niedrigeren Einheitsverbrauch und leichteren Bau von Motor und Flugzeug erhöhen.

Widerstand des Bristol-Fighter (vH):

Rumpf	33,7
Fahrgestell	16,1
Verspannung	6,8
Leitwerk	6,9
Tragflügel (allein)	36,5

Wenn der Rumpf bessere Stromlinienform, nur einen offenen Sitz und einen Stirnkühler hätte, ließe sich der Gesamtwiderstand um 27 vH vermindern. Ein schnittigerer Bau von Rumpf, Tragdeck und Leitwerk sowie einziehbares Fahrgestell würden den Widerstand um 75 vH vermindern, die Geschwindigkeit um 20,3 vH vermehren.

Ein Menschenkraftflugzeug, dessen Führer 1 PS leistet, hat erst bei 9 m/s Geschwindigkeit hohen Wirkungsgrad, bei 2,4 m Dmr 70 vH, und niedriges Gewicht der Luftschraube. Diese Zusammenstellung der Gewichte, Flächen und Schraubenwirkungsgrade zeigt, daß zum Wagrechtflug mindestens 1,5 PS nötig sind. Ein Mensch kann also mit den heutigen Mitteln nicht ohne Motor fliegen. — Barnwell, Aeronautics, Bd. 19, 30. Dez. 1920, S. 466/467, Bd. 20, 6., 13. und 20. Jan. 1920, S. 12/13, 29/31 und 49/50 (15¾ Sp., 3 Abb.). Hn. **21/8. 32.**

Flugzeugberechnung. Berechnung des Einstellwinkels der Höhenflosse. Aus den Gleichungen für Kräfte und Momente folgen (unter Berücksichtigung des Schraubenzugmomentes) die Gleichgewichtsbedingungen für den Wagrechtflug und damit bei gegebenen Flug- und Schraubenstrahlgeschwindigkeiten die Flächenbelastung von Flügeln und Höhenflosse. Erfahrungsgleichungen für Abwindwinkel und Auftriebsbeiwert der Höhenflosse liefern den Anstellwinkel der Höhenflosse und damit ihre Schränkung gegen die Tragflügel.

Aus der Annahme der Höhenflosseneinstellung bei einer gegebenen Geschwindigkeit kann (Gleichgewicht vorausgesetzt) auf Einstellwinkel und Schwanzmoment auch bei anderen Geschwindigkeiten geschlossen werden; damit sind Schwanzmomente und Steuerkräfte zum Halten des Gleichgewichts (im unbeschleunigten Fluge! D. Ber.) bekannt. Aus den Bedingungen für den Wagrechtflug folgen die Gleichungen für Steig- und Gleitflug und der Einfluß des fehlenden Schraubenstrahles auf die Schwanzmomente im Gleitflug. Wirkung des Schraubenstrahles auf die Flügel im Motorflug berücksichtigt (Schirmwirkung der Luftschraube im Gleitfluge mit abgestelltem Motor dagegen vernachlässigt. D. Ber.).

Beispiel: Schwanzmomente, Ruder- und Steuerkräfte für den De H. 4-Doppeldecker mit Hilfe eines »Kraftstrahlen-Diagramms« für die Flügelzelle. Berechnungsart ist am Verville-Rennflugzeug, am Lepere-Panzerdoppeldecker und für Gleichgewichtsuntersuchungen am De H. 4 mit 300 PS-Hispano-Suiza mit sehr befriedigenden Ergebnissen angewendet worden und soll demnächst durch ausgedehnte Flugversuche nachgeprüft werden. — L. V. Kerber und W. F. Gerhardt, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 13. Dez. 1920, S. 370/373 (7½ Sp., 1 Skizz., 3 Zahltaf.). W. **21/8. 35.**

Flugzeugberechnung. Der Einfluß der Bodennähe auf die Luftkräfte bei einer Schwanzlandung ist in Amerika an einem Modell des Curtiss JN 4-Doppeldeckers untersucht worden, wobei der Boden durch eine zugeschärfte, glatte Holzplatte im Windkanal dargestellt wurde. Bei einem Bodenabstande der Flügelhinterkante von 7 bis 7,5 Flügeltiefen waren gegenüber einem Abstande von 9 Sehnenlängen Auftrieb und Widerstand leicht verringert; mit weiter abnehmendem Abstand nahmen die Luftkräfte zu, Widerstand stärker als Auftrieb (Verschlechterung der Gleitzahl). Bei 0,5 Flügeltiefen Entfernung: Auftriebzunahme rd. 6 vH, Widerstandzunahme rd. 10 vH der Kräfte ohne Bodeneinfluß. Dabei leichte Rückwanderung des Druckpunktes, der aber für die Führung des Flugzeuges kaum ins Gewicht fällt.

Veränderung der Luftkräfte infolge der Bodennähe klein, aber nicht zu vernachlässigen. Anderseits geben die Versuche Aufschluß über die zulässige Modellgröße bei Windkanaluntersuchungen. — Albert A. Merrill, The Ace, Bd. 2, Dez. 1920, S. 19 (3 Sp., 1 Schaub., 1 Kraftstrahlendiagramm). W. **21/9. 52.**



Flugzeugbeschreibung. Ein Mehrmotoren-Seeverkehrsflugzeug wird gegenwärtig in Holland geplant; ein Eindecker-Flugboot mit halb freitragendem, verstrebtem Flügel und seitlichen Stützschwimmern dicht neben dem Boot. Die nicht V-förmigen Flügelhälften sind an der Wurzel bis zum Boot heruntergebogen (ähnlich dem vorjährigen Renneindecker von L. Clément. D. Ber.). Dickes Flügelprofil. Drei Stufen im Boot. Höhenleitwerk hoch über dem Bootsheck. Ruder entlastet. Vorgesehen sind drei englische Cosmos-Lucifer-Motoren zu je 100 PS, die in Höhe des geraden Teiles der Flügel über dem Boot hintereinander angeordnet sind und zwei Zug-, eine Druckschraube unmittelbar antreiben. Nach englischen Untersuchungen (Luftfahrtbeirat, Bericht 605) nutzen dann: vordere Zugschraube 76 vH, Druckschraube (dahinter) 70 vH und hintere Zugschraube 68 vH der Motorleistung aus (Wirkungsgrad). Berechnet sind: Höchstgeschwindigkeit 175 km/h, bei Ausfall eines Motors 140 km/h, Fluggewicht 1,75 t, Postzuladung 0,2 t. — A. G. von Baumhauer und H. J. Takens, Het Vliegveld, Bd. 4, 18. Dez. 1920, S. 433/437 (7 Sp., 3 Skizz., 3 Lichtb. eines Flugzeugmodelles). W. **21/8. 36.**

Flugzeugbeschreibung. Kleinflugzeug von Goubert. Der Entwurf eines neuen Kleinflugzeuges, das Anfang März im Modell bei Eiffel untersucht wird, stammt von Louis Goubert, sieht einen 10-PS-Motor, 10 kg/m² Flächenbelastung, 80 km/h Höchst- und 30 km/h Landegeschwindigkeit vor. Zugschraube. Führer im Rumpf vollständig eingeschlossen, Fenster aus Marienglas, lange Kufen, großes Seitenruder, Motor vorn. — L'Auto, Bd. 22, 9. Febr. 1921, S. 2 (15 Zl., o. Abb.). W. **21/8. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Die englische B.A.T.-Luftlimousine. — M., Automobil- und Flugverkehr, Bd. 2, Febr. 1921, S. 56/57 (3 Sp., 4 Skizz.). W. **21/8. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Der Ansaldo-Verkehrsdoppeldecker. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 16. Febr. 1921, S. 75 (1 Sp., 1 Lichtb., 2 Skizz.). W. **21/8. 39.**

Flugzeugbeschreibung. De Pischof-Kleinflugzeug »Avionette«. Dem Vernehmen nach baut De Pischof gegenwärtig ein neues Kleinflugzeug, bei dem die beiden Rumpfrohre durch stromlinienförmigen Rumpf ersetzt und Oberflügel durch Baldachinanordnung mit dem Rumpf verbunden sind. Fläche etwas größer. Geändertes Höhenleitwerk. — Flight, Bd. 13, 20. Jan. 1921, S. 39/40 (3 Sp., 3 Lichtb., 2 Skizz. des bekannten Kleinflugzeuges). W. **21/8. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Flugzeugrennen und Rennflugzeuge. — Fr. Wm. Seekatz, Der Motorwagen, Bd. 24, 31. Jan. 1921, S. 48/52 (10 Sp., 9 Skizz., 1 Schaulinie, 8 Zahltaf.). W. **21/8. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Versuchsflugzeuge der amerikanischen Heeresversuchsabteilung (Engineering Division, U. S. Army Air Service, McCook Field, Dayton, Ohio). Folgende Heeresflugzeuge einschließlich der zugehörigen Modelle wurden entwickelt:

Zweimotoriger Panzer-Dreisitzer zum Eingriff in den Erdkampf (J-Flugzeug. D. Ber.). Dreidecker mit zwei Liberty-12-Motoren (je 400 PS. D. Ber.). Bewaffnung: 8 M.-G., eine 37-mm-M.-K. Panzerschutz für Motoren und Besatzung. Gegen Ende 1920 wurden 10 dieser Flugzeuge in Auftrag gegeben.

Zweisitziges Aufklärungsflugzeug mit austauschbarem Einbau für Bildkammer oder Jfl-M.-G.

VCP-R-Rennflugzeug (Verville-Packard-Renndoppeldecker).

Umbau von De H. 4- in Krankenflugzeuge. Zwei Paar Tragbetten hinter dem Führer.

Von der Versuchsabteilung wurden ferner Aufträge auf je fünfzig Jagdeinsitzer zweier Bauarten und auf zwanzig Flugzeuge für kurze Nachtbombenflüge ausgearbeitet.

Mit einem Le Pere-Doppeldecker mit Moss-Vorverdichter wurden Höhenflüge durchgeführt. 1921 will man einen ebensolchen mit Verstellschraube versuchen. Man verspricht sich davon sehr viel. — Aus dem Jahresbericht des Leiters des Heeresluftdienstes (Annual Report of the Director of the Air Service, Chas. T. Menoher), Flying, Bd. 10, Febr. 1921, S. 17/21 (10 S., o. Abb.). W. **21/9. 53.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue Jagdeinsitzer »Ae 2. 01« der Prager Aero-Werke, halbstieliger Doppeldecker; 220-PS-Hispano-Suiza, Bugkühler. Geringe Verspannung. Rechteckiger Rumpf (ähnelt Spad S VII. D. Ber.). Sämtliche Ruder entlastet. Querruder nur am Oberdeck (Fahrgestellflügel wie bei Fok D VII. D. Ber.). Baldachinverstrebung (Ausführung der Tragzelle ähnelt in vielem Ru D I. D. Ber.). Höchstgeschwindigkeit 220 km/h. Erbauer: Vlasák und Husník. Gute Flugergebnisse. — Letectví, Bd. 1, 20. Jan. 1921, S. 6/7 (2 Sp., 2 Lichtb., o. Zahl.). W. **21/9. 54.**

Flugzeugbeschreibung. Der fünfmotorige Caudron-C-43-Verkehrsdoppeldecker für 8 Reisende besitzt Umlaufmotoren mit drei Zug- und zwei Druckschrauben. Normaler dreistieliger Doppeldecker, V-Form im Unter-, zwei entlastete Querruder im Oberdeck. Hebelarm der Querruder: 7,30 m. Leitwerk normal mit nicht entlasteten Rudern. Je zwei Motoren in Seitengondeln, der fünfte in der Rumpfspitze (wie die fünfmotorigen Staakener R-Flugzeuge aus dem Kriege. D. Ber.). Anwerfen der Motoren vom Führersitz aus möglich. Als Landflugzeug mit fünf Rädern, als Seeflugzeug mit zwei Haupt- und einem kleinen Schwanzschwimmer ausgerüstet. »Dem Flugzeug mit einheitlicher Motoranlage gehört die Zukunft, gegenwärtig ist aber noch die unterteilte Maschinenanlage am sichersten.« Das Flugzeug ist zum Studium der Mehrmotorenflugzeuge vom Armee-Luftdienst angekauft worden. — Caudron, L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 282 (2 Sp., ein Lichtbild). W. **21/9. 55.**

Flugzeugbeschreibung. Französische Versuchsflüge mit Fok D VII mit 160 PS-D IIIa haben ergeben:

Höhe	km	0	1	2	3	4	5	6
Wagerecht-Geschwindigkeit	km/h	189	188	184	167	177	153	120
Steigzeiten . . .	min s	—	4 15	8 18	13 49	22 48	38 5	—
Geschwindigkeit beim Anstieg .	km/h	98	—	105	—	112	—	120

Gipfelhöhe 6 km. V. Heidelberg (ZFM, Bd. 10, 3. Okt. 1919, S. 221) gibt Geschwindigkeit a. B. zu niedrig, Steigzeiten (5 km in 26 min) und Betriebsgipfelhöhe (6,6 km) zu günstig. »Die Flugleistungen des Fok D VII weisen nichts besonderes auf und sind durch ähnliche Flugzeuge bei weitem überholt worden.« Verspannungslose Bauart bringt daher keine besonderen Vorteile. — W. Margoulis, L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 271/272 (2½ Sp., 1 Schaub.). W. **21/9. 56.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue N.A.V.O.-Verkehrseindekker. — De Motor-Wereld, Bd. 2, Febr. 1921, S. 298 (1 Sp., 1 Lichtbild.). W. **21/9. 57.**

Flugzeugbeschreibung. Spadflugzeuge. Spad S 20 ist ein Jagdflugzeug mit Rückendeckung, August 1918; kann ein- und zweisitzig geflogen werden (»monobiplace«), zwei starre, ein bewegliches M.-G. Schütze sitzt hinter dem Führer und mit dem Rücken gegen diesen, kann im Notfalle die Steuerung übernehmen. Unterflügel einteilig, mit nicht entlasteten Querrudern. Zwei Flügelholme aus Spruce mit I-Querschnitt, seitlich durch Dreifach-Sperrholz verstärkt, 0,70 m voneinander. Flügelvorderkante bis zum Vorderholm oben und unten mit 2,5 mm-Sperrholz bekleidet, ebenso die Flügelränder außen. Torpedorumpf von elliptischem Querschnitt (1,36 × 0,92 m) aus drei gekreuzten Lagen Tulpenbaumholz von 1,5 mm Dicke, in 40 mm breiten Streifen gewickelt, außen mit Stoff bezogen (»Monocoque«-Rumpfbauart von Bécherau. D. Ber.). Sporn zweiteilig, durch Gummizug abgefedert. Quersteuerung durch Stangen, Zugstange im Unterflügel. Knüppelsteuerung einfachster Art. Strebenfuß des Flügelstieles mit Spannern vor- und rückwärts einstellbar.

Spad-Schulflugzeug S 34 hat nebeneinander angeordnete Sitze, erreicht 145 km/h a. B.

Verkehrsflugzeug S 33 hat geschlossenes Abteil für 7 Reisende im Flugzeugschwerpunkt, Führer dahinter. Reisende sitzen in Flugrichtung, Einsteigtür vorn rechts. Verbindungsgang zum Führersitz. Aufklappöffnungen in der Abteildecke zum Verlassen des Abteiles bei Bruch. Benzinbehälter als Falltanks im Oberflügel. Gepäckabschlag unter dem Führersitz. Zugschraube. Torpedorumpf. Motor ursprünglich 250 PS-Salmson-Z-9 (S 33), jetzt 310 PS-Salmson-AZ-9 (S 33 bis).

Spannweite	11,66 m
Länge	9,08 »
Höhe	3,20 »
Leergewicht	1,0 t
Nutzlast	0,9—1,0 »
Fluggewicht (mit 8 Reisenden, Betriebstoffen für 6 h, 100 kg Gepäck) . . .	1,9 »
Geschwindigkeit	rd. 180 km/h.

Rennflugzeug für den Geschwindigkeitsweltrekord, S 20 bis 6: Rumpf, Fahrgestell und Motor wie beim S 20-Jagdflugzeug. Zelle verkleinert mit Sonderprofil für hohe Geschwindigkeiten. Motorleistung auf 320 PS gesteigert. Höchstgeschwindigkeit während des Rekordfluges zeitweise 321,4 km/h gemessen. Durchschnittsgeschwindigkeit auf 4 km-Strecke: 309,0 km/h.

Fluggewicht	1,05 t
Tragfläche	14 m²



Flächenbelastung . . . . 75,0 kg/m²
Leistungsbelastung . . . . 3,28 kg/PS.

— L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 283/285 (6 Sp., 4 Skizz., 5 Lichtb.). W. **21/9. 58.**

Flugzeugteile. Palmer-Gummibereifung mit breiter Lauffläche hat sich im Kriege zum Starten und Landen auf morastigen oder sehr sandigen Flugplätzen brauchbar gezeigt. — Flight, Bd. 13, 20. Jan. 1921, S. 40 (½ Sp., 2 Lichtb.); auch The Aeroplane, Bd. 20, 26. Jan. 1920, S. 92 (½ Sp., 1 Abb.); ferner Aeronautics, Bd. 20, 20. Jan. 1920, S. 54 (½ Sp., 1 Abb.). W. **21/8. 48.**

Flugzeugteile. Die Gummihaut an den Brennstoffbehältern der amerikanischen Militärflugzeuge soll ein Undichtwerden bei Schußverletzungen hindern. Auf dem Blech wird eine Lage gummierter Stoff, Gummischicht nach außen, dann 3 mm reiner und 10 mm mit Chemikalien verbundener Gummi vulkanisiert und festgewalzt. Es werden auch abnehmbare, mittels Messingösen verschnürte Hüllen hergestellt. — Aeronautics, Bd. 20, 6. Jan. 1920, S. 6 (½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/8. 44.**

Funktelegraphie. Funkentelegraphie in größeren Höhen. — Felix Jentzsch-Graefe, Jahrbuch, Zeitschrift für drahtlose Telegraphie und Telephonie, Bd. 15, April 1920, S. 311/317 (7 S., 3 Schaub., 2 Zahltaf.). E. **21/8. 46.**

Funktelegraphie. Das Drahtlos-Fernsprechen vom Flugzeug aus ist bereits im Sommer 1915 erprobt worden. Unterbrecherröhre für 300 m-Wellen bei 600 V-Spannung; Strom von einem Trockensammler, Gesamtgewicht 21 kg. Sonderumformer, der Morsen und Sprechen gestattet. Stromstärke 0,24 A, mittlere Reichweite 32 km.

Im Verlauf des Krieges wurde die Verständigung zwischen Flugzeugen möglich. Mittelbare Wellenschaltung mittels eines Umformers im Stromgitter einer zusätzlichen Übertragungsröhre. Diese bei der englischen Fliegertruppe eingeführte Anordnung arbeitet mit 20 W und wird von einem Stromerzeuger mit 600 V bei 4000 U/min gespeist. Die Anordnung bedarf keiner besonderen Regelung und Überwachung.

Empfänger mit einem Syntonisatorstromkreis zur Ausschaltung der Störungen durch die Motormagnete und zwei Hochspannungs-Verstärkerröhren. Reichweite zwischen Flugzeugen rd. 6 km, zwischen Flugzeug und Erdstation 30—60, zuweilen 80 km. Das Drahtlos-Fernsprechen ist vor allem in England entwickelt, dort ist auch ein dichtes Netz von Erdstationen mit großer Leistung ausgebaut, die zum Teil jetzt an das Fernsprechnetz angeschlossen werden. — J. B., La Vie Technique et Industrielle, Bd. 2, Jan. 1921, S. 301 (1 Sp., 1 Schaltskizze). W. **21/8. 47.**

Hubschrauber. Leineweber-Hubschrauber. — L'Auto, Bd. 22, 4. Febr. 1920 (½ Sp., 1 Abb.).

Oehmichen-Peugeot-Hubschrauber, hölzerner Brückenträger, je eine Hubschraube, 6,4 m Dmr, rechts und links. In der Mitte ein 25 PS-Clément-Bayard-Zweizylindermotor von 1909, 120 mm Bohrung, 130 mm Hub. Außerdem ein Ballon mit 144 m³ Wasserstoffgas. Kein Fahrgestell. 6 freie und 70 gefesselte Aufstiege bis zu 1,5 m Höhe. Gesamtgewicht 260 kg; 1 Führer 76 kg; Auftrieb des Ballons 71 kg; Tragkraft der Hubschrauben 265 kg. — L'Auto, Bd. 22, 26. und 27. Jan. 1920 (1 Sp., 1 Abb.).

Brennan-Hubschrauber, zwei seitliche, gegenläufige Schrauben, ist unweit London geflogen. — L'Auto, Bd. 22, 18. Jan. 1920 (⅓ Sp.; 1 Abb.).

Hewitt-Crocker-Hubschrauber (vgl. ZFM 1920, S. 77; bringt sich in Erinnerung). — Aerial Age Weekly, Bd. 12, 22. und 29. Nov. 1920, S. 295/297 u. 323/325 (10¼ Sp., 3 Abb.); auch Aeronautics, Bd. 19, 16. u. 23. Dez. 1920, 441/442 u. 457/459 (8 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/8. 48.**

Lichtbildwesen. Reihenbildaufnahmen. Bei der holländischen Heeresfliegertruppe werden Versuche mit Reihenbildaufnahmen durchgeführt. Benutzt wurde 50 cm-Bildkammer mit 18 × 24 cm-Platten, in abgefedertem Aufhänggestell eingebaut. Lotrechteinstellung mit Libelle. Auch kardanische Aufhängung wurde versucht. Durch besondere »Entzerrungs-Einrichtungen« kann man nicht genau lotrechte Aufnahmen in lotrechte wandeln. Doppelplattenkästen. Dabei nachteilig: nicht gleichbleibender Brennpunktabstand. Schlechte Wiedergabe der Höhenabstufungen. Die Bildplatten sind nicht immer eben, Gelatineschichten reißen vielfach zu leicht. Der Luft-Photogrammetrie mit »Meßkammer« wird viel Beachtung geschenkt. Auch für Architekten und Städtebauer sind Luft- und Reihenbilder sehr wichtig.

Verwandt wurde ein Fokker-Erkundungs-Zweisitzer, der sehr schnell und wendig ist (wahrscheinlich Fok C I. Für Reihenbildaufnahmen eignen sich aber nur langsame Sonderbildflugzeuge, dreisitzig, mit ruhiger Lage in der Luft, geschlossenem Abteil, guter Aussicht für die Insassen, ausgezeichneter Verständigungsmöglichkeit und lotrechtem Kammereinbau. Aufnahmehöhe am besten 2,5 km. — J. H. Sar, Het Vliegveld, Bd. 5, 12. Febr. 1921, S. 58/60 (5½ Sp., 2 Luftbild.). W. **21/9. 59.**

Luftschrauben. Treibschrauben (Fortsetzung von 21/4. 40).

VI. »Die Klippe, an der bisher alle Schraubentheorien gescheitert sind«, ist die Frage der »Wirkungstiefe« jedes Flügelblattes. Daß die Schrauben auf die gesamte Luftmenge, Fläche mal Geschwindigkeit, in der Zeiteinheit wirken, ist nur eine Annahme zum Durchführen der Rechnung und bedingt die früheren Ansätze für die Strahlgeschwindigkeit. Die »wirksame Fläche« als Bruchteil des Schraubenkreises führt zu unmöglichen Folgerungen. Anderseits folgt die »gleichwertige Höhe« des Luftstroms, der von der Schraube beschleunigt wird, abhängig von der Art und Bewegung der Schraube, wenn man sie gleich der Spaltbreite zwischen zwei Flügelelementen nimmt. Aus dem Auftrieb am Flügelblatt ergibt sich mit Hilfe des Antriebsatzes eine erweiterte Formel für die Wirkungstiefe, die zu unwahrscheinlichen Folgerungen führt. Die Wirkungstiefe ist durch den Spalt zwischen zwei Flügelblättern begrenzt, im Gegensatz zum Tragflügel.

VII. Wirkungsgrad einer Treibschraubenanordnung. Die beste Einstellung der Schraubenflügelelemente ist nicht die mit der besten Gleitzahl (vgl. Riach, Aeronautics, 10. Juni 1918); denn der Anstellwinkel setzt sich aus Einstellung (Steigung) und Fortschrittsgrad zusammen. Die günstigste Einstellung und der zugehörige Bestwert des Wirkungsgrades lassen sich aber für jeden Halbmesser berechnen.

VIII. Beim Vergleich der Wirkungstiefe (unter VI) von Schraubenflügel und Tragflügel ist bei letzteren der Einfluß der Wände des Windkanals, dessen Größe dem Modellmaßstab angepaßt sein muß, zu beachten. Ebenso entsprechen sich die Strömrichtung und -geschwindigkeit bei einer zweiflügligen Schraube und einer vierflügligen mit halber Profilgröße in einem Punkt mit halbem Abstand. Dabei läßt sich streng nachweisen, daß die Abwindgeschwindigkeit von der Modellgröße nicht abhängt. Abwärtsgeschwindigkeit und Abwindwinkel hängen mit der Wirkungstiefe einfach zusammen: beide proportional dem Verhältnis: Flügeltiefe zu Wirkungstiefe. Bei der Schraube ist weder die Wirkungstiefe noch ihr Verhältnis zur Blattbreite bestimmt, sondern ein mittlerer Wert, der sich aus Luftmenge und Flächenverhältnissen abschätzen läßt. Dabei bedingt die Änderung der Blattbreite mit dem Halbmesser eine Berichtigung.

Tragflügel, deren Modellverhältnis umgekehrt proportional der Windkanalgröße ist, geben eine Wirkungstiefe proportional dem Kanaldurchmesser (Rechenfehler? D. Ber.). Für zwei verschiedene Tragflügel in einem Windkanal folgt die Wirkungstiefe als Potenzreihe der Kanalgröße, beide gemessen durch die Flügeltiefe. Entsprechendes gilt für Schrauben. Die Abhängigkeit ist noch durch den Anstellwinkel bestimmt. Die Schiffbauer messen den Schraubenschub durch einen Beiwert »*B*«, der zu Wirkungstiefe und Schraubenblattspalt in Beziehung steht.

Die Versuche von Mc Kinnon-Wood, nach denen die Ansauggeschwindigkeit der Strahlgeschwindigkeit nicht längs des Flügelhalbmessers proportional bleibt, lassen sich rechnerisch beweisen, wenn man die beiden gebräuchlichen Formeln für den Auftriebsbeiwert von Schraubenflügeln für verschiedene Halbmesser vergleicht: das Verhältnis Strahlgeschwindigkeit zu Ansauggeschwindigkeit ändert sich wie die Blattbreite. Die Art der Änderung dieses Wertes mit dem Halbmesser stimmt jedoch mit den Versuchen erst überein, wenn man für das Verhältnis des Flügelspalts zur Blattbreite einen allgemeineren Ansatz macht. (Fortsetzung folgt.) — M. A. S. Riach, Aeronautics, Bd. 19, 14., 21. Okt., 4., 18., 25. Nov., 2. Dez. 1920, S. 275/277, 295/296, 327/328, 362/365, 377/378, 401/402 (29 Sp., 12 Zeichnungen). E. **21/8. 49.**

Luftschiffberechnung. Geschwindigkeit und Flugdauer des Starrluftschiffs. Die Vortriebleistung ist der 3/2ten Potenz des Gasraums und der dritten Potenz der Geschwindigkeit proportional, jedoch mit einem Beiwert, der für neuere, stromlinige Schiffe nur 60 vH des Wertes für ältere beträgt. Weiter folgt aus der Nachrechnung ausgeführter Schiffe, daß die größten Biegemomente und Schubkräfte im Gerippe vom Gasraum unabhängig sind. Nimmt man an, daß dies auch für weitere Vergrößerung gilt, ferner, daß zwischen 62000 und 312000 m³ geometrisch ähnlich vergrößert wird und insbesondere die Zahl der Ringe, Träger und Drähte im Gerippe gleich bleibt, so ergibt zwar die Betrachtung der einzelnen Bauglieder, daß ihr Gewicht bei gleicher Festigkeit mit der 4., 3., 2., 1. oder 0. Potenz der Längenvergrößerung wachsen muß, Zusammenzählen mit Rücksicht auf den Anteil dieser verschiedenartigen Einzelgewichte liefert jedoch stets dasselbe Verhältnis zum Hubraum. Mit Rücksicht auf die übrigen Lasten, vor allem das Triebwerk, bleibt daher für Betriebstoffe ein Gewicht, das bei bestimmter Geschwindigkeit, bis auf einen hinzugezählten Festwert, der 1,5ten Potenz des Hubraums proportional ist.

Ergebnis: Fahrtdauer und Fahrtweite wachsen mit zunehmendem Hubraum stetig, aber um so weniger, je größer der Hub-

raum und vor allem, je höher die Geschwindigkeit. Mit 120 km/h käme man z. B. selbst bei 283000 m³ Gasraum ohne Nutzlast gerade noch von England nach New York, falls man zum Reiseweg des Windeinflusses wegen 50 vH zuschlägt. — E. H. Lewitt, Aeronautics, Bd. 20, 20. u. 27. Jan. 1921, S. 43/44 und 62/63 (7 Sp., 5 Schaubilder, 1 Gewichtaufstellung, 2 Zahlentaf. für ausgeführte, 1 für vergrößerte Luftschiffe). E. **21/8. 50.**

Luftschiffe. Luftschiffverankerung und Handhabung. In England wird ein Luftschiff durch zahlreiche Mannschaften in die Halle eingebracht. In Deutschland benutzt man einfache in Schienen laufende Wagen, an die das Schiff bei Seitenwind gefesselt wird. Auf See verankert man das Luftschiff an einem fallschirmartigen Sack mit 4—5 t Wasser. Zum Herausziehen aus dem Wasser in der Mitte ein Seil, bei dessen Anziehen sich die seitlichen 12 Seile selbsttätig lösen.

Verankern an Land geschieht durch 3 Drähte von der vorderen Gondel des Schiffes nach den Spitzen eines Dreieckes von 240 m Seitenlänge. Gondel 6 m über dem Boden, Heck um 4—5° abwärts geneigt. Nach Windkanalversuchen ging man dazu über, an den Ankern Rollen anzubringen und die 3 Seile in der Mitte unter der Gondel untereinander, später nur mit dem benachbarten zu verbinden. Seitenlänge wurde auf 120 m verkleinert. Dies und ein viertes Verfahren, bei dem die Seile von den 800 m auseinanderliegenden Ankern zu einem starren viereckigen Rahmen, dessen eine Ecke verankert ist, geführt werden, sind nur im Windkanal erprobt.

Versuche, ein unstarres Luftschiff am Landemast zu befestigen, mißlangen bei böigem Wetter, da die Hülle die starken Kräfte nicht aufnehmen konnte. Ein auf Kugellagern drehbarer Landemast, in dessen auf zwei Querarmen befestigte Polster, die der Bugform entsprachen, das Schiff an zahlreichen Drähten mittels Handwinden hineingezogen wurde, hat sich bewährt.

1918 wurde zu Pulham ein Stahlankermast für Starrschiffe errichtet. R 24 wurde am Bug mit einer Kugel ausgestattet und versuchsweise am Mast Wind und Wetter ausgesetzt; Laufgang bis zum Mast verlängert, Gas, Wasser und elektrischer Strom so hineingeleitet. Ein Mann mußte das Schiff dauernd mit Wasser- und Gasventilen austrimmen.

Zum Ankern wird ein Drahtseil von einer Fesselballonwinde durch den Mast geführt, von dem gegen den Wind ankommenden Schiff mit einem Hilfseil eingezogen, am Bug befestigt, dann die Kugel am Bug in die Pfanne des Mastes eingeholt. — Butcher, Flight, Bd. 12, 16. Dez. 1920, S. 1276/1280 (8½ Sp., 13 Abb.). Hn. **21/8. 51.**

Messen. Die Säulenwindkanalwage. Als Anfang 1918 der amerikanische Marinewindkanal fertig wurde, waren Windkanalwagen nur bei Curtiss käuflich. Sie wurden unter dem Boden des Kanals befestigt. Das Modell wird von einer Spindel getragen, die in Kugellagern eines senkrechten Rohres beweglich ist. Dieses liegt auf der Mitte eines Stahlkreuzes, dessen Arme auf Keilschneiden ruhen. Die Lager der beiden Arme quer zum Wind können zur Widerstandsmessung, die in Richtung der Anblasluft zum Bestimmen seitlicher Momente gehoben werden.

Der Auftrieb wird an der senkrecht beweglichen Spindel gewogen. Auf zwei Armen gleiten je ein großes und ein kleines Gewicht.

Ein Widerstand von 0,0014 g in der Kanalachse ist noch meßbar. Neben der Wage sind der Widerstand zum Regeln der Windgeschwindigkeit und die Ablesevorrichtung des Pitot-Venturirohres angebracht, so daß ein Beobachter die Messung durchführen kann. — A. F. Zahm, Journal of the Franklin Institute, Bd. 190, Nov. 1920, S. 685/690 (6 S., 2 Abb.). Hn. **21/8. 56.**

Motorbau. Neuerungen auf dem Gebiete der Verbrennungskraftmaschinen. In einem neuen Vergaser, D. R. P. 326255, wird der Brennstoff durch Abgase erwärmt und in gasförmigem Zustand angesaugt. — Wirtschaftsmotor-Nutzmotor, Januar 1920, S. 22 (1½ Sp., 7 Abb.). Hn. **21/8. 57.**

Motorbau. Herstellen von Sechszylinderblöcken in einem Stück mit dem Kurbelgehäuseoberteil. Die fertiggegossenen Blöcke werden oben und unten abgefräst. Die Maschine fräst 5 Blöcke auf einmal, während 5 aneinandergestellt werden. 50 Blöcke werden in 9¾ h fertiggestellt. Alsdann werden zwei Löcher in den unteren Flansch zum Befestigen bei den kommenden Arbeitsstufen gebohrt, die Kernlöcher ausgebohrt und die Innenseite des Wassermantels mit Sonderwerkzeug bearbeitet. Danach werden auf einer Sechsspindeldrehbank die Zylinder vorgebohrt, 6 Blöcke in 8¾ h, dann auf einer Einspindeldrehbank die Verbrennungskammern gefräst und die Zylinder auf Sechsspindel-Bohrmaschinen gebohrt; Toleranz 0,1 mm; mehr als 100 Blöcke täglich.

Weiter wird der Block auf einem Wagen zu den einzelnen Bohrmaschinen geleitet. Ohne umzuspannen werden alle Löcher von oben und unten, rechts und links, vorn und hinten gebohrt. Auf einem anderen Wagen werden die 12 seitlichen Ventillöcher gleichzeitig gebohrt. Dann bearbeitet man die seitlichen Ansatzflansche am Kurbelgehäuse. Jetzt werden die Kurbel- und Nockenwellenlager vor- und fertiggebohrt, Ansatz für den Generator und Öllöcher hergestellt. Ölleitung ist fertig eingegossen. Endlich das Zylindereinschleifen. Prüfung durch Innenmikrometerschraube. 18—19 Blöcke in 8¾ h. — P. M. Heldt, Automotive Industries, Bd. 43, 7. Okt. 1920, S. 712/716 (9 Sp., 12 Abb.). Hn. **21/9. 61.**

Motorbau. Entwicklungsmöglichkeiten der Flugmotoren, durch Ändern des Kreisprozesses oder des Brennstoffes. Der größtmögliche thermische Wirkungsgrad ist nicht so hoch wie der Idealwert nach Tizard und Pye (vgl. 21/5. 52), sondern selbst für günstige Ausbildung des Verpuffungsraumes mit geringen Wärmeverlusten, großem Zylinderinhalt und mindestens 1500 U/min bestenfalls um die vierte Wurzel aus dem Verdichtungsverhältnis (1 : 4 bis 1 : 8 wird betrachtet) von 1 verschieden. Diesen Werten kommen aber Versuchsergebnisse von Ricardo mit einem Motor veränderlichen Hubes auf $^1/_{10}$ bis $^1/_{30}$ nahe, um so besser, je höher die Verdichtung.

Die Grenze der Selbstzündungen wird durch Zusetzen von Benzol, mehr von Xylol und am meisten von Toluol erhöht. Diese aromatischen Kohlenwasserstoffe haben jedoch geringen Heizwert, vor allem Benzol, das auch die größte Dichte besitzt. Durch Zusatz von 10 vH Toluol oder 15 vH Benzol oder 12 vH Xylol wird die mögliche Verdichtung von 4,85 auf 5,20, durch 60 vH Toluol auf 7,05 gesteigert. Alkohol ist noch um $^2/_3$ wirksamer, hat jedoch zu geringen Heizwert.

Zusatz gekühlter Auspuffgase zum Gemisch erlaubt die Verdichtung auf 7,5 zu bringen, die Wirtschaftlichkeit um 6 vH zu steigern, vermindert die Leistung nicht, »kostet nichts und vermehrt das Motorgewicht nicht«. So kann der Motor am Boden ungedrosselt laufen. Beim Steigen wird der Auspuffgaszusatz vermindert, in 3,7 km Höhe ganz eingestellt. Drosseln allein verhindert Selbstzündung bei hoher Verdichtung nicht.

Von feuersicherem Brennstoff kommt vor allem Rohöl in Frage, das man »vergasen« oder flüssig in den Zylinder spritzen kann, also schwersiedende Paraffine, deren Vergasungstemperatur 60° C betragen muß, und die schon bei 4,2facher Verdichtung zünden. Dazu kommen Ablagerungen an den Wänden, die für die Lager im Kurbelgehäuse usw. verderblich sind. Beim Einspritzen des Brennstoffes wird dieses Übel vermehrt, die Verdichtung kann indes höher werden. Das Einblasen am Ende des Verdichtungshubes bedingt gute Zerstäubung. Die aromatischen Bestandteile für sich gestatten bei gleicher Temperatur bis 6,5fache Verdichtung bei geringerem Einheitsverbrauch.

Versuche über die Selbstzündungsgrenze abhängig von der Gemischzusammensetzung: Bei magerem Gemisch bleibt der Wirkungsgrad mehr unter dem rechnerischen Bestwert. Zusatz von Nebenluft, »geschichtete Ladung«, gestattet den Betrieb mit ärmerem, bei gleichmäßiger Brennstoffverteilung nicht mehr zündfähigem Gemisch, also sparsameres Arbeiten von Mehrzylindermotoren. Auch für Höhenmotoren vorteilhaft. Erfahrungsgemäß setzt sich hierbei keine Kohle an, das Auslaßventil wird gut gekühlt. Auch die Wärmeverluste durch die Wände würden durch die verminderte Temperatur bei geringer Leistungseinbuße stark herabgesetzt.

Kurzer Verdichtungs-, langer Arbeitshub! In der Wirkung ist spätes Schließen des Einlaßventils das gleiche. Vorteile: Hohe Wirkungsgrade durch großes Ausdehnungsverhältnis bei festliegender Verdichtung. Für größere Höhen müßte die Öffnungszeit des Einlaßventils verkürzt werden. Mittelbare Vorteile: Drehmoment wächst mit der Drehzahl; wenn ein Zylinder aussetzt, wird das Drehmoment der übrigen und damit die Ungleichförmigkeit geringer; das wieder zurücktretende Gemisch führt Wärme ab und heizt die Ansaugleitung. Versuche mit veränderlichen Einlaßnocken gaben geringeren Brennstoffverbrauch als einfaches Drosseln.

Höhenmotoren: Während des Krieges erst wurden die Motoren für normale Leistung in 3 km Höhe bemessen. Auch in diesem Falle gibt späterer Schluß des Einlaßventils besseres Drehmoment am Boden, sogar höher als in 3 km, vor allem aber bei Zusatz von gekühlten Abgasen.

Ladepumpen können Gemisch oder besser Zusatzluft fördern.

Ein Zylinder mit 204 mm Bohrung und 280 mm Hub, mit 100 PS Leistung bei 4,84facher Verdichtung, zeigte keine Anstände infolge seiner Größe. — H. R. Ricardo, Flight, Bd. 12, 30. Dez. 1920, S. 1311/1316 (11 Sp., 1 Lichtb., 8 Zeichn., 9 Schaub.); auch Aeronautics, Bd. 19, 30. Dez. 1920, Bd. 20, 6., 13. u. 20. Jan. 1921, S. 473/474, 16/17, 32/33, 46/47 (13½ Sp., 4 Zeichn., 9 Schaub., 3 Zahlentaf.); ferner Bericht der TZ, Bd. 6, 12. Febr. 1921, Blatt 2, Nr. 11867 über Engineering, Bd. 111, 7. u. 14. Jan. 1921, S. 28/30, 57/59 (8 Sp., 1 Lichtb., 6 Zeichn., 10 Schaub., 2 Zahlentaf.). E. **21/9. 62.**

Motorbeschreibung. Der 400 PS-Zwölfzylinder-Fiat A 15 R-Flugmotor (ZFM 1920, S. 178). — M., Der Motorwagen, Bd. 24, 31. Jan. 1921, S. 58/60 (4½ Sp., 1 Lichtb., 2 Zahlentaf.). W. **21/8. 59.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

7. Heft 15. April 1921 12. Jahrgang

Die Kosten der Luftreise.

Nach einem Vortrag auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der WGL am 10. Februar 1921.

Von A. Baumann.

Auf dem Sprechabend vom 10. II. 21 der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt hielt der Verfasser einen Vortrag über die Kosten der Luftreise, das gleiche Thema, das in seiner in dieser Zeitschrift veröffentlichten Arbeit behandelt wurde.

Die Diskussion, die sich an den Vortrag anschloß, förderte in mehr oder weniger engem Zusammenhang mit dem Thema eine große Anzahl wertvoller Gedanken und Anregungen zutage, die wiederzugeben und festzuhalten angebracht erscheint. Eine einfache Veröffentlichung der Diskussionsprotokolle, so wie sie vorliegen, erscheint aber unzweckmäßig und würde z. T. unverständlich sein, und zwar aus folgenden Gründen:

Der Vortrag wich, frei gehalten, insofern besonders von der genannten Veröffentlichung ab, als auch statistisches Material, wie es erst nach der Drucklegung der Arbeit dem Verfasser bekannt wurde, zur Betrachtung mit herangezogen wurde. Ferner wurde, wie einleuchtend, bei dem Vortrag der Schwerpunkt z. T. auf andere Umstände gelegt, wie bei der Veröffentlichung, Einzelheiten, die dort ausführlich behandelt sind, wurden als für mündliche Behandlung weniger geeignet und ermüdend übergangen usf. Es kommt schließlich hinzu, daß der Verfasser in seinem Schlußwort nicht auf alle zahlreichen vorgebrachten Gedanken, Einwänden, die z. T. auf Mißverständnissen beruhten, eingehen konnte, weil ihm trotz Aufschrieb von Stichworten alle diese Äußerungen zum Schluß nicht mehr so geläufig waren und deutlich vor Augen standen wie heute, wo sie ihm in den Protokollen vorliegen.

Alle diese Umstände ließen es geraten erscheinen, den Diskussionsbericht in der vorliegenden Form zu verarbeiten, wobei betont werden soll, daß diese Verarbeitung in keiner Weise etwa die Schonung der Person des Verfassers bezweckt, sondern nur das Ganze ohne Veröffentlichung des Vortrags, was doch in der Hauptsache eine Wiederholung bedeuten würde, verständlich zu machen und, wo Mißverständnisse vorliegen, solche aufzuklären.

Wie erinnerlich, wurde in der Arbeit »Die Kosten der Luftreise« unter Aufstellung gewisser Annahmen betr. Abnützung der Flugzeuge durch Landungen und Notlandungen sowie der Zahl der erforderlichen Notlandungen und der sonstigen durch die Notlandungen bedingten Ausgaben an Beispielen festgestellt, wie groß die Ausgaben an Betriebsstoff und Führergehalt pro Personenkilometer einerseits und die Ausgaben für Abnutzung und Instandhaltung der Flugzeuge anderseits sind. In Verhältniszahlen umgerechnet ergibt sich dabei, daß die unmittelbaren Kosten (Betriebsstoff und Führergehalt) sich zu den mittelbaren (Abschreibung und Instandhaltung) Kosten verhalten wie 1:2,6 bis 1:2,8, je nach der Länge der Flugstrecke. Diese Zahlen wurden in dem Vortrag mit den Zahlen der amerikanischen Statistik, wie solche auch in der Luftfahrt-Rundschau dieser Zeitschrift mitgeteilt sind, verglichen und festgestellt, daß nach diesen Statistiken, die sich aber leider nur auf Betriebsergebnisse einzelner weniger Monate beziehen, diese Verhältniszahlen schwanken zwischen 1:2,1 und 1:4 und im Mittel 1:2,7 betragen, was eine befriedigende Übereinstimmung bedeuten würde. Bezüglich der Zahl der Notlandungen ergibt die Statistik außerordentlich stark auseinanderliegende Zahlen. Während in der Arbeit des Verfassers auf 60 Flugstunden eine Notlandung gerechnet wird, ergibt die Statistik, so wie sie mehr oder weniger zufällig vorliegt, eine Notlandung auf 12 bis 75 Flugstunden.

Im übrigen bedauerte der Vortragende, daß eine deutsche Statistik ihm nicht zugänglich gewesen, wie überhaupt statistisches Material schwer erlangbar sei.

In der Diskussion wies Geheimrat Schütte darauf hin, daß diese Statistiken sich auf zu kurze Zeiträume erstrecken und das Bild vielleicht ganz anders würde, wenn man mit Zeiten von 9 bis 12 Jahren rechnete; er erinnerte ferner daran, daß jede Berechnung wie die des Verfassers, nur mit dem Ergebnis der Vergangenheit rechnen könne, das dann durch den Fortschritt, der inzwischen erreicht wurde, überholt sei. Würde man heute Flugzeuge benützen, die vor zehn Jahren erbaut wurden, so würde der Flug mit diesen heute wahrscheinlich behördlich untersagt werden.

Ähnlich äußerte sich Kaplt. a. D. Berthold, der besonders darauf hinwies, daß die angenommenen Grundlagen der Kostenberechnung im Einzelfall ebenso richtig wie auch falsch sein können, je nach der Beschaffenheit der Flugstrecke, dem Wetter usw. Das ist unbedingt richtig, denn die vorgetragene Berechnung strebte, wie es nicht anders sein kann, Mittelwerte an, die günstige und ungünstige Fälle umschließen. Was die Klage des Vortragenden, daß ihm deutsches statistisches Material nicht zur Verfügung stünde, anlangt, führte Kaplt. Berthold aus:

Der Vortragende hat sich beklagt, daß von den Verkehrsgesellschaften keine statistischen Angaben zu bekommen seien. Dazu ist zu bemerken, daß fast jeden Tag Anfragen kommen mit der Bitte um Material. Meistens sind es Studenten. Im Anfang sind diese Anfragen auch beantwortet worden. Man stellte dann fest, daß diese Angaben verwandt wurden, um damit Geld zu verdienen. Da wir auf dem Standpunkt stehen, daß momentan zu viel Schreibereien aus Ententegründen nicht gut sind, haben wir es abgelehnt, solche Angaben zu machen. Wenn der Vortragende selbst um das Material gebeten hätte, wäre es ihm sicher nicht vorenthalten worden.

Exzellenz von Eberhardt teilte als erster Inspekteur der Fliegertruppe mit, daß die Fliegertruppe bestrebt war, durch eine streng geführte Statistik die Grundlagen für die Beurteilung der Lebensdauer der Flugzeuge festzustellen. Er sagte weiter: Die Zeit vor dem Kriege war zu kurz. Die Entwicklung war eine zu ungeheure, eine zu weit und schnell fortschreitende, um Vergleiche ziehen zu können. Genug, daß eine große Zahl von Flugzeugen zum alten Eisen geworfen und überholt wurde und die neuen eine größere Rentabilität versprachen. Eine Erfahrung kann man jetzt hier schon aussprechen. Es ist ein Vergleich zwischen dem Prinz-Heinrich-Flug und dem Ostmarkenflug im Jahre 1914. Diese beiden Flüge mit fast denselben Persönlichkeiten zeigten gänzlich verschiedene Erscheinungen. Beim Prinz-Heinrich-Flug waren eine große Zahl von tödlichen Abstürzen, zerbrochene Maschinen zu verzeichnen, bei dem Ostmarkenflug kein einziger Unfall und nur wenig Bruch. In erster Linie waren die Wetterverhältnisse daran schuld, in zweiter Linie kam dazu, daß man die Erfahrungen des ersten Fluges bei dem Ostmarkenflug ausgewertet und durch bessere Vorbereitungen den Unfällen vorgebeugt hatte. Dies soll und kann aber kein Vorwurf für den Prinz-Heinrich-Flug sein. Die Statistik hat während des Krieges nicht geschlafen. Es wird daher die Bitte an den Vertreter der Heeresfliegerei gerichtet, das gesamte Material der Öffentlichkeit zugänglich zu machen. Wenn vor und während des Krieges diese Statistiken wegen der Konkurrenz nicht veröffentlicht werden konnten, so liegt jetzt dieser Grund nicht mehr vor. Wir können rücksichtslos die Erfahrungen des Krieges veröffentlichen, nicht nur im Sinne der Wissenschaft, sondern auch im Sinne der Industrie.

Demgegenüber betonte jedoch Oberstleutnant Siegert, daß die Kriegsstatistik von Friedensverhältnissen zu sehr abweichende Ergebnisse habe, als daß sie eine verwendbare Unterlage abgeben könnte. Wir haben, sagte er, im Krieg 45000 Flugzeuge fabriziert. Diese sind in den 44700 Stunden, die der Krieg gedauert hat, verbraucht worden, also stündlich ein Flugzeug. Diese Feststellung ist natürlich absichtlich zugespitzt, es käme vielmehr tatsächlich darauf an, wie viele von den 45000 Flugzeugen in den 44700 Kriegsstunden immer gleichzeitig in Tätigkeit waren.

Zur Frage der Statistik teilte Major v. Tschudi noch folgendes mit:

»Bei den Statistiken müssen wir unterscheiden zwischen einer Flugstatistik und einer Flugverkehrsstatistik. Eine

Flugstatistik haben wir in Deutschland vor dem Kriege gehabt. Diese beweist jedoch für den Luftverkehr gar nichts. Johannisthal hat jeden Flugversuch registriert. Eine Luftverkehrsstatistik kann jedoch erst nach dem Kriege beginnen. Es ist wohl begreiflich, wenn die Firmen nicht bereit sind, diese ohne weiteres zu geben. Hier ist Abhilfe im Gang. Der Verein »Flug und Hafen« hat in dieser Richtung Schritte getan und im Einvernehmen mit dem Verband Deutscher Flugzeugindustrieller die Luftverkehrsunternehmungen gebeten, Statistiken zusammenzustellen. Diese haben sich auch bereit erklärt. Die Statistik wird nur objektiven, an keinem Unternehmen beteiligten Personen zugänglich gemacht. Diese Personen sind berufen, die Statistiken so zu bearbeiten und zusammenzustellen, daß der Konkurrent nichts ersehen kann.«

Die Statistik sowohl wie die Annahmen des Vortrags zeigen den bedeutenden Anteil, den Landungen wie Notlandungen an den Kosten der Luftreise haben und wie sehr die Vermeidung schlechter Landungen und der Notlandungen die Kosten herabzusetzen vermag, so daß das Wort von Oberstl. Siegert durchaus am Platz scheint: »Fliegen heißt Landen«, wobei er auf seinen Vorschlag gelegentlich des Prinz-Heinrich-Flugs 1913, der damals verworfen wurde, hinwies, die Schnelligkeit in Verbindung mit der größten Zahl bruchloser Zwischenlandungen zu werten.

Da der Bruch, der bei einer Landung oder Notlandung entsteht — wie auch gegebenenfalls ein Bruch in der Luft — in aller erster Linie zusammenhängen wird mit der Güte und Haltbarkeit der betreffenden Maschine, schlägt Dr. ing. A. Pfeiffer vor, daß das Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen die Lebensarbeit seines leider am 28. X. 16 verunglückten Freundes, Dr.-Ing. E. Heller, fortsetze und ein Analogon zu den von ihm geschaffenen militärischen Bauaufsichten schaffe.

Neben der Güte des technischen Erzeugnisses und in gewissem Sinne vor ihm ist aber hervorzuheben, daß die Geschicklichkeit und Güte des Flugzeugführers in engstem Zusammenhang mit der mehr oder weniger weitgehenden Vermeidung von Bruchlandungen und auch Notlandungen steht. Dieser Umstand ist in dem Vortrag, der sich nur mit der konstruktiven und technischen Seite des Problems beschäftigte, vollständig außer acht gelassen worden. Er wurde deshalb mit Recht von verschiedenen Rednern hervorgehoben. Exzellenz von Eberhardt besonders äußerte sich wie folgt:

»Ein Punkt scheint von dem Vortragenden nicht berührt worden zu sein, der für die Lebensdauer der Flugzeuge und Motoren von ausschlaggebender Bedeutung ist. Es ist das rein Menschliche. Nicht allein der Konstrukteur, sondern in erster Linie der Flugzeugführer muß tüchtig ausgebildet sein. Bereits vor dem Kriege verlangte man vom Flugzeugführer gründlichste Kenntnis der Flugzeuge und Motoren. Doch die meisten hatten dafür nur ein Achselzucken. Der Krieg hat die Richtigkeit dieser Forderung bewiesen. Der Führer ist die Seele des Flugzeugs. Wenn wir nicht genügend für die Ausbildung sorgen, dann dürfen wir uns nicht wundern, daß durch unnötige Notlandungen viel zu Bruch geht und die Lebensdauer des Flugzeugs herabgesetzt wird. Es ist dies eine Erfahrung, die ohne weiteres bestätigt wird. In den Abteilungen, wo auf die Ausbildung der Führer der größte Wert gelegt wurde, da ist das Material am längsten erhalten geblieben, da haben die Flugzeuge die größten Leistungen gehabt. Im Anfang des Krieges waren wir gezwungen, auch solche Offiziere an die Spitze von Abteilungen zu stellen, die nur wenig Erfahrung hatten. Die Quittung war ein derartig großer Bruch, daß manchmal täglich 6 neue Flugzeuge angefordert wurden. Das war nicht eine Folge des Materials, sondern der Ausbildung des Führers. Auf der anderen Seite wollen wir es nicht verhehlen, daß die Militärfliegerei die beste Schule für die Ausbildung der Führer war. Denn als Flugzeugführer wurden nur Offiziere und ausnahmsweise auch Unteroffiziere verwandt, die allein vom Ehrgeiz und von der Begeisterung für die Sache dazu getrieben wurden. Die großartigen Erfolge der deutschen Fliegerei trugen dazu bei, daß die deutsche Fliegerei am Ende des Krieges stärker in ihrem inneren Kern war als die aller Feindmächte. Das alles ist jedoch nur auf die ungeheure Tüchtigkeit der Flugzeugführer hinzuführen.

Es wird der Industrie hoffentlich möglich sein, die Führer auch weiter so auszubilden, damit die Lebensdauer der Flugzeuge gesichert ist. Es wird jedoch ungemein schwer sein, die Flieger zu finden, die mit der gleichen Selbstlosigkeit und mit der gleichen Passion sich dem Berufe widmen wie im Kriege. Es wird daher die Bitte an den Herrn Direktor des Luft- und Kraftfahrwesens gerichtet, auf den Punkt der Ausbildung der Flieger ein ganz besonderes Augenmerk zu richten. Die Fliegerei hängt nur von den Menschen ab, und die deutsche Fliegerei wird nur dann das Höchste leisten, wenn ihr große Persönlichkeiten ihre Kräfte leihen.«

Was hier gesagt ist, wird wirkungsvoll durch die Angaben des Majors Carganico unterstützt, der sich folgendermaßen ausließ:

»Es liegt im größten Interesse der Luftverkehrsfirmen, sich ausgezeichnete Piloten zu halten. Der Redner führt selbst seit 1911 eine Statistik, die den Nachweis erbringt, daß bei sachgemäßer Behandlung des Motors durch Piloten und Monteure die Zahl der Motorpannen sich auf ein Minimum, das durchaus der Zahl Null gleichzuachten ist, herabmindern läßt. Die Ausgabe eines wirklich guten Gehaltes an die Piloten wird auf vorstehende Weise sehr bald die schönsten Früchte tragen. Von solchem Piloten können und müssen die Firmen verlangen, daß er in der Luft in Stichworten Notizen sammelt über auch die kleinsten Unregelmäßigkeiten am Flugzeug und Motor für den Monteur und über wissenschaftliche, konstruktive usw. Erfahrungen, die er während des Fluges macht, und die für die Firma bestimmt sind.«

Das ist der berechtigte und gewiß beachtenswerte Standpunkt des bewährten Flugzeugführers und Betriebsmanns. Der Techniker freilich wird im Sinn seiner Tätigkeit, die immer darauf ausgeht, die Unzulänglichkeit des einzelnen durch Vervollkommnung der technischen Einrichtungen nach Möglichkeit unschädlich zu machen bzw. auszuschalten, eine andere Ansicht vertreten. Dementsprechend bemerkte Dipl.-Ing. Offermann, indem er die Berechtigung des zuvor Gesagten anerkannte:

»Es muß dem Umstand, daß man in Zukunft nur ein Durchschnittsmaß von Leistungen erwarten kann, durch eine intensivere Schulung und verschärfte Examensbedingungen Rechnung getragen werden. Von der Technik aber ist zu fordern, daß sie ihr Augenmerk darauf richtet, diesem Umstand ihrerseits dadurch Rechnung zu tragen, daß man mit allen Mitteln daran arbeite, den Flugzeugführer zu entlasten. Man müsse sich von den Fähigkeiten der Führer, die mehr oder weniger dem Zufall unterworfen seien, unabhängig machen; nur dadurch könne man die Lebensdauer der Flugzeuge, die, wie Exzellenz Eberhardt auch richtig bemerkt habe, heute mehr oder weniger vom Flugzeugführer abhinge, verlängern, und damit die Rentabilität der Unternehmen auf sichere Füße stellen. Wie wichtig dieser Punkt sei, ginge aus den Angaben des Vortragenden hervor, daß die Betriebsstoffkosten sich zu den Amortisationskosten ungefähr wie 1:2,3 bis 1:2,8 stellten.

Die für den Konstrukteur in Frage stehenden Aufgaben beziehen sich u. a. auf die flugtechnischen Eigenschaften der Maschine, auf die Schaffung von Instrumenten, z. B. Neigungsmessern, brauchbarem Navigationsgerät als Ersatz für Bodenorientierung, kurz eine gründliche Durcharbeitung der gesamten Instrumentierung der Maschine. Für Riesenflugzeuge speziell käme dann noch der Servo-Motor zur physischen Entlastung der Führer bei den Steuerbetätigungen als wichtiger Punkt in Frage. Unter dieses Kapitel gehört auch die Bodenorganisation sowohl bei Tag- wie bei Nachtflügen.

Die Schulung der Flugzeugführer erhält dadurch ohne weiteres eine andere Basis. Die Navigation mit Instrumenten wird, wie oben bereits angedeutet, die Bodenorientierung ersetzen. Im ganzen werden mit fortschreitender Verbesserung der Luftverkehrsmittel die Anforderungen an die Führer und damit an ihre Ausbildung in ein System gedrängt, welches bewirkt, daß die unsicheren psychologischen Momente mehr und mehr ausgeschaltet werden. Damit wird allerdings auch mancher Reiz, den die Tätigkeit des Flugzeugführers bot, verloren gehen.«

Professor Dr. v. Parseval wies schließlich in diesem Zusammenhang auf den moralischen Schaden hin, den viele oder selbst auch nur eine schlechte Landung für das Flugwesen bedeuten kann, weshalb — koste es was es wolle — die Zahl der Notlandungen vor allem herabgesetzt werden müsse.



Der Verfasser hatte die Mittel erörtert, die sich an Hand der Statistik und seiner Annahmen ergeben, um die Kosten der Luftreise herabzusetzen und festgestellt, daß weniger die erhöhte technische Ökonomie zum Ziel führe als vielmehr 1. Erhöhung der Widerstandsfähigkeit der Flugzeuge gegen die Beanspruchungen der Landung, 2. Erhöhung der Betriebssicherheit der Flugzeuge und damit Verminderung der Zahl der Notlandungen durch Bau mehrmotoriger Flugzeuge, die auch an sich mehr Landungen vertragen würden als kleine Flugzeuge, 3. Sicherung der Flugstrecke und weitgehende Bodenorganisation zum Ziel führen.

Kaptl. Berthold war anderer Meinung und sagte: »Man wird eine bedeutende Ersparnis durch Verbesserung der Flugzeuge erzielen. Angenommen, daß in einem Jahre die Flugzeuge die doppelte Geschwindigkeit erzielen, so wird durch den geringeren Betriebsstoffverbrauch eine wesentliche Ersparnis gewonnen. Daß die Riesenflugzeuge mehr Landungen vertragen können als die kleinen Flugzeuge, ist nicht richtig. Tatsache ist, daß die kleinen Flugzeuge wohl mehr vertragen. Für ein kleines Flugzeug sind auch die richtigen Bodenverhältnisse, die geeigneten Start- und Landeverhältnisse, leichter zu finden als für ein Riesenflugzeug. Die praktischen Ergebnisse sind jedenfalls, daß die kleinen Flugzeuge mehr Landungen vertragen haben als die großen.«

Demgegenüber ist zu sagen: Dem Umstand, daß Riesenflugzeuge größere Anforderungen an einen Notlandungsplatz stellen, ist vom Vortragenden dadurch Rechnung getragen, daß er bei Notlandungen von Riesenflugzeugen mit einem größeren Prozentsatz von Brüchen rechnete.

Kap. a. D. Boykow hielt entgegen, daß zwar rein als mechanisches Problem genommen im Sinne der Ausführungen des Verfassers große Maschinen durch die Landung weniger beansprucht würden, daß sie aber eben doch vom Standpunkt des Flugzeugführers schwieriger zu landen seien als kleine. Dieser Einsatz fehlte in der Berechnung für normale Landungen. Eine starke Geschwindigkeitssteigerung der Flugzeuge, wie sie Kaptl. Berthold empfahl, würde zwar die Zahl der Notlandungen vermindern, dafür aber würden Notlandungen solcher Flugzeuge viel häufiger mit Bruch enden.

Prof. Dr. v. Parseval stimmte im Gegensatz dazu Kaptl. Berthold bei, nachdem er die durch Großflugzeuge gebotene größere Sicherheit und die damit gegebene Möglichkeit der Verminderung von Notlandungen, besonders im Zusammenhang mit einer guten Bodenorganisation, hervorgehoben hatte, und zwar aus dem Grunde, weil die großen Flugzeuge eine größere Flächenbelastung hätten. Sie müßten mit größerer Endgeschwindigkeit landen, um so leichter könne etwas passieren.

Außerdem seien die Tragflächen eines Riesenflugzeuges relativ leichter gebaut, da sie trotz ihrer größeren Ausladung nur das nämliche Gewicht pro Quadratmeter haben dürften wie kleine Flächen. Sie seien infolgedessen weit empfindlicher für Stöße als Kleinflugzeuge.

Demgegenüber hob in seinem Schlußwort der Verfasser hervor, daß bei der angegebenen mechanischen Überlegung betr. der Landungsbeanspruchung großer und kleiner Maschinen die Voraussetzung sei, daß beide gleiche Sicherheit gegenüber den Beanspruchungen a m Boden besitzen, wo das nicht zutreffe, sei der Vergleich hinfällig. Im übrigen weisen Großflugzeuge im allgemeinen nicht größere Flächenbelastungen als Kleinflugzeuge auf. (Es könnte das höchstens von dem Staakener Metallgroßflugzeug gesagt werden, bei dem aber in erster Linie die angestrebte große Geschwindigkeit hierfür maßgebend ist und nicht der Umstand an sich, daß es sich um ein Großflugzeug handelt.) Wenn auch die Tragflächen von Großflugzeugen gegenüber den Beanspruchungen im Flug mit geringerer Sicherheit gebaut sind als die von Kleinflugzeugen, so läßt sich doch ohne bedeutende Mehrgewichte gleiche Sicherheit in bezug auf Bodenbeanspruchung erreichen und wurde auch stets bei der Konstruktion angestrebt.

Das letzte vom Verfasser hervorgehobene Mittel, um die Kosten zu verringern, Ausbau der Bodenorganisation, wurde in der Diskussion gleichfalls eingehend besprochen. Kaptl. Berthold bezeichnete ihn, worüber man freilich auch anderer Meinung sein kann, als den eigentlichen Zweck des Vortrags und sagte, daß in dieser Hinsicht von den Luftverkehr treibenden Firmen schon mehr Arbeit geleistet sei, als bekannt ist, während Major v. Tschudi vor einer zu weitgehenden Bodenorganisation warnte. Er sagte:

»Wenn man in so hohem Maße, wie vorgeschlagen, Notlandungsplätze anlegt, etwa alle 40 km, so ist das eine gewisse Propaganda gegen den Luftverkehr. Es ist die Aufgabe von »Flug und Hafen«, daß die vorhandenen Landungsplätze bekannt werden. Geplant war die Herstellung eines Atlasbuches, das aber infolge der ungeheuren Druckkosten und der täglich vorkommenden Änderungen noch nicht abgeschlossen ist. In diesem Buche werden sich alle für einen Luftverkehr notwendigen Angaben finden. Die bereits gesammelten Angaben stehen den Firmen zur Verfügung und sind schon viel benutzt worden.

In dem Vortrag ist betont worden, daß der größte Teil der Unkosten durch Notlandungen bedingt wird. Es gibt für solche zwei Ursachen, einmal der Motor, Versagen des Motors, das den Führer zwingt, früher zu landen als er will, anderseits Witterungsverhältnisse. Hier versagt die Bodenorganisation. Was nützen die Flugplätze, wenn sie im Nebel nicht gefunden werden. Nur die drahtlose Telegraphie ist hier imstande, Abhilfe zu schaffen. Solche Organisation kann aber nur im internationalen Verkehr durchgeführt werden, da die Kosten zu bedeutende sind. Zu der erforderlichen Zahl von Notlandungsplätzen bemerkte noch Kaptl. Berthold, daß es schon eine große Leistung bedeute, wenn der Führer auf oft befahrener Strecke in jedem Punkt wisse, wohin er sich im Fall des Versagens der Maschine zu wenden habe. Dadurch werde die Zahl der Bruchlandungen herabgesetzt, und es würden im nächsten Jahr wohl wenige, wenn nicht gar keine Notlandungen mit Unfällen eintreten.«

Der Vortragende vertrat im Schlußwort den Standpunkt, daß die Anlage von Notlandungsplätzen, wenn auch nicht in Entfernungen von 40 km, so doch vielleicht 60 km zweckmäßig wäre und nicht abschreckend zu wirken brauche, es könne eine solche Vorsicht ebensogut beruhigend wirken.

Was die Kosten anlange, so wäre darauf hinzuweisen, daß ja durch die Bodenorganisation die Kosten der Luftreise verringert werden sollen. Es würden also Ersparnisse entstehen, die zur Tilgung der Kosten der Bodenorganisation teilweise zur Verfügung stünden.

Voraussetzung für solche Einrichtungen ist freilich, wie das auch im Vortrag zum Ausdruck kam, daß das Luftverkehrsnetz nach einem festen großzügigen Plan angelegt ist, so daß man mit dauernden Einrichtungen rechnen kann, und daß die nicht unbedeutenden Gelder zunächst zur Verfügung stehen.

Freilich ist es gewagt, für eine Sache Gelder in großem Maß aufzuwenden, die sich so schwer einführt wie der Luftverkehr und die Luftpost, wobei die letztere heutzutage sich kaum lohnt, weil sie kaum benützt wird.

In diesem Zusammenhange wies Oberstleutnant Siegert darauf hin, welch hohe Summen sich ergeben würden, wenn man bei Eisenbahn und Kanalschiffahrt die aufgewendeten Kosten für Hafenanlagen, Bodenorganisation und Betrieb zusammenstellen und danach die Kosten auf den Kilometer Gütertransport berechnen würde.

Oberpostrat Thilo betonte, daß es nicht an den Behörden liege, wenn noch kein planmäßig ausgebautes Flugnetz bestehe. »Die Pläne«, sagte er, »liegen fertig ausgearbeitet da. Es fehlt nur an den Flugzeugen und Gesellschaften, die das Flugnetz voll bedienen könnten. Wenn wir in der Lage wären, mit einem größeren Flugpark heranzugehen, wäre das Reichspostministerium gerne bereit, alles in die Wirklichkeit umzusetzen, was auf dem Papier steht.

Wegen des unzulänglichen Luftpostverkehrs ist zu sagen, daß nur wenige im Publikum von diesem Postverkehr etwas wissen. Hier müßte die Presse helfend eingreifen. Die Kosten einer weitgreifenden eigenen Reklame für diesen Verkehrszweig sind zu groß für die Post; die Post kann zunächst nichts tun, als auf die amtlichen Bekanntmachungen zu verweisen und die Presse zu Veröffentlichungen anzuregen. Besserung ist erst mit weiterem Ausbau des Flugnetzes zu erwarten.«

Hierzu führte Herr Oberstleutnant Siegert weiter aus: »Das große Publikum weiß nicht, daß es einen Luftverkehr und eine Luftpost gibt, weil es durch die Tagespresse — mit Ausnahme Ullstein und Scherl — nicht unterrichtet wird.

Die Fachpresse kann die Aufklärung nicht übernehmen. Sie spricht zu Kennern und wirkt demgemäß in die Tiefe und nicht in die Breite. Bleibt nur übrig, den Film in den Dienst der Sache zu stellen. Ich brauche nicht näher darauf eingehen, meine Eingabe an das Reichsluftamt ist im Abdruck allen beteiligten Stellen zugegangen. Leider lautet der größte Teil der Antworten: erst muß wieder ein Flugwesen geschaffen werden, dann soll der Film dieses propagieren. Ich denke umgekehrt. Die Propaganda soll schon jetzt für die ersten Ansätze zum Luftverkehr und zur Luftpost im größten Stil nutzbar gemacht werden.

Die Luftpost kann nie populär werden, wenn ein von Bremen nach Johannisthal adressierter Luftpostbrief vom Landungsplatz in Johannisthal am Hause des Adressaten vorbei zunächst nach Berlin befördert wird, und diesen dann erst am nächsten Tage mit der normalen Post erreicht.«

Hier würde sicherlich eine beschleunigte Beförderung der Briefe durch Motorradboten und weitergehende Organisation Abhilfe schaffen können. Oberpostrat Thilo hielt freilich die Motorradbeförderung wegen der entstehenden großen Kosten für vorläufig nicht ausführbar, wogegen Dr.-Ing. A. Pfeiffer sagte:

»Wenn auch die Ausgaben für ein solches Motorrad innerhalb einer Jahresfrist nicht eingebracht werden können, so werden sich dieselben doch im Verlaufe mehrerer Jahre sicherlich sehr gut verzinsen, weil ein mit entsprechender Aufschrift versehenes Fahrzeug, das durch die Straßen Berlins fährt, die Aufmerksamkeit der Allgemeinheit auf die Luftpost lenkt und dadurch für entsprechende Verbreitung und Bekanntmachung derselben sorgt. Die Ausgaben würden gewissermaßen als Propagandaspesen anzusehen sein, die jedes neue Unternehmen in mehr oder weniger reichlichem Maße aufwenden muß, um entsprechend bekannt zu werden. Es ist daher sehr erwünscht, daß die Mittel für derartige Flugpostfahrzeuge seitens des Herrn Postministers bewilligt werden.«

Damit ist der Inhalt der Diskussion wiedergegeben. Es mag nur noch das Schlußwort von Geheimrat Schütte angeführt werden. Er sagte, daß man trotz aller Knebelung, die das deutsche Flugwesen, auf dessen Leistungen wir allezeit stolz sein könnten, von außen erfahre, die Hoffnung, daß es sich durchsetzen werde allen Widersachern zum Trotz, nicht aufzugeben brauche. Wenn man, wie in dieser Diskussion sehe und erlebe, mit welcher Energie und welchem Eifer wichtige Fragen des Flugwesens von einem großen Kreis behandelt und beraten werden, so würde diese Hoffnung Gewißheit!

Der amerikanische Landesbeirat für Luftfahrt.[1]

(Fortsetzung.)

29. Allgemeine Theorie der »Flügelschrauben«, einschließlich Treibschrauben, Gebläsen, Hubschrauben, Kreiselpumpen, Turbinen und verschiedenen Arten umlaufender Bremsen, nach einem »erfahrungs-rechnerischem« Verfahren unter der Annahme, daß alle Verluste, die sich in »Gebläse-, Wirbel- und Widerstandverluste« einteilen lassen, nur in dem wirbeligen Teil des Schraubenstrahls nahe der Schraube selbst erfolgen.

I. Aus der Anwendung der Grundgleichungen, insbesondere des Antrieb- und des Flächensatzes auf den Schraubenstrahl folgt, daß dessen Zuwachs an Fortschritts- und Drehgeschwindigkeit zur Hälfte vor der Schraube erfolgt. Der gegenseitige Einfluß benachbarter Elemente des Schraubenblatts ist zu vernachlässigen. Fortschrittsgrad und Wirkungsgrad hängen nur vom Anstellwinkel ab.

II. Je nach den Vorzeichen des Wirkungsgrades, den man abhängig vom Fortschrittsgrad aufträgt, sind verschiedene Betriebszustände: Bremse, keine Umdrehung, Bremse, »Wirbelringzustand«, Gebläse (oder Kreiselpumpe oder Hubschraube), Treibschraube, Bremse, Turbine und im Grenzfalle wieder ruhende Schraube, die jeweils durch Verschwinden oder Unendlichwerden des Wirkungsgrades voneinander getrennt sind, zu unterscheiden.

Die Sonderfälle verschwindender oder unendlicher Sehnensteigung fügen sich den allgemeinen Betrachtungen ein.

III. Die Treibschrauben: Im Stand sind die Anstellwinkel der Flügelelemente von der Drehzahl unabhängig; in der Nähe des günstigsten Arbeitzustandes ist der Schlupf den Gesamtverlusten, der Fortschrittsgrad dem Wirkungsgrad ungefähr gleich. Es sind Flügelschnitte mit möglichst kleinen günstigsten Anstellwinkeln zu wählen; der Durchmesser muß der Sehnensteigung an der Flügelspitze ungefähr gleich sein; die Blattbreite darf an jeder Stelle einen gewissen Wert, die größte Blattbreite einen gewissen Teil des Durchmessers nicht überschreiten; der Schub hat für jeden Betriebzustand eine obere Grenze. Schrauben mit gleichförmiger Strahlgeschwindigkeit haben ungünstigen Wirkungsgrad. Beim Entwerfen von Treibschrauben sind die ungefähren Abmessungen vorher festzulegen oder aus geeigneten Rechentafeln zu entnehmen: Nomogramme für Anstellwinkel und Schubbeiwert. Zur Auswahl der geeigneten Gestaltung dient die Betrachtung der »gleichartigen Schraubenfamilien«, die nach Verdrehen der Blätter auf die Sehnensteigung Null einander ähnlich sind. Je nach dem Anstellwinkel unterscheidet man »Spielarten«: die günstigste, eine größere und eine kleinere. Innerhalb einer Spielart hängen das wirksame Steigungsverhältnis und der Leistungsgrad nur vom Fortschrittsgrad ab.

IV. Zum Messen der Widerstandsbeiwerte für die großen Anblasgeschwindigkeiten und unter den Verhältnissen des praktischen Betriebes, sowie in beliebigen Flüssigkeiten kann nur die »ebene Radialschraube«, und zwar am Stand, dienen, deren Querschnitt einander ähnlich, deren Vorder- und Hinterkanten Halbmesser des Schraubenkreises sind. Den höchsten Schub im Stand geben große Durchmesser bei geringer Drehzahl und kleiner Leistung (die mitgeteilten Erkenntnisse sind natürlich größtenteils nicht neu! D. Ber.).

Anhang: 1. Bei einer stationären Strömung ist die Resultierende aus Drehmoment der äußeren Kräfte und Schwungänderung der Flüssigkeit für einen abgegrenzten Raum gleich Null.

2. Die Bernoullische Gleichung läßt sich mit Hilfe der natürlichen Koordinaten der Flüssigkeit, nämlich Stromlinien, Normal- und Binormalkurven, auf nicht drehungsfreie stationäre Bewegungen verallgemeinern. Die Binormallinien sind, wenn keine Schwere wirkt, Isobaren; für drehungsfreie Bewegungen auch Linien gleicher Geschwindigkeit; ist Drehung vorhanden, so wechselt die Konstante von einer Stromlinie zur anderen. Zu beiden Seiten einer Wirbelschicht können merkliche Druckunterschiede bestehen.

3. Zusammenfassung der Erfahrungsgesetze über Luftkräfte an Tragflügeln: für kleine Geschwindigkeitsbereiche hängen Lage und Richtung der Luftkraft nur vom Anstellwinkel ab usw.

Der Satz von Kutta über die Zirkulation läßt sich auf nicht ideale Flüssigkeiten verallgemeinern.

5. Aufzeichnen von Schrauben: Wahl von Bezughalbmessern mit Leitpunkten, Leitachsen und zum Halbmesser senkrechte Schnittebene durch diese. Querschnitte eben oder abgewickelt. Die Schnittebenen werden um die Leitachsen geklappt oder aber parallel zu sich selbst verschoben, so daß sie auf der Schraubenachse die Steigungshöhen abschneiden.

6. Dies ist gewissermaßen eine Differentialtheorie, im Gegensatz zur Integraltheorie, gegen die sich einiges einwenden läßt. — George de Bothezat, 29. Bericht aus dem 4. Jahrbuch des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt, S. 159 bis 260 (119 S., 56 Zeichn. bzw. Schaulinien, 2 Schaubilder, 2 Rechentafeln).

Eigenschaften von Hölzern mit 10 vH Feuchtigkeit. Vgl. ZFM, S. 15. Die Auswahl von Holz zu irgendeinem Zweck muß jedesmal besonders vorgenommen werden. Außer Festigkeit und Gewicht sind andere Eigenschaften, wie Dauerhaftigkeit, Verhalten im Lager und bei der Bearbeitung von Belang. Douglas-Föhre ist im trockenen Zustand viel härter, aber gegen Erschütterungen und Stöße empfindlicher als Spruce. Starke Splitterwirkung. Fieberbaumholz läßt sich am besten

[1] Unter diesem Titel ist auf S. 345, Jahrgang 1920, Heft 23/24, eine Reihe von Berichten zusammengestellt. Die dreistelligen Zahlen hinter den Titeln geben die Seitenzahlen der ZFM an, wo ein Referat in der »Luru« zu finden ist.



Eigenschaften von Hölzern mit 15 vH Feuchtigkeit.

Holzart	Spez. Gewicht bei Ofentrocknung		Gewicht mit 15 vH Feuchtigkeit	Schrumpfung vom grünen zum ofengetrockneten		Biegung				Druckfestigkeit nach Faser	Druckelastizitätsgrenze senkrecht zur Faser	Scherkraft parallel zur Faser	Härte[1])
	Mindest	Mittel		quer zur Faser	nach Faser	Elastizitätsgrenze	*kb*	Elastizitätsmaß	Arbeit der größten Last				
				vH	vH	kg/cm²	kg/cm²	kg/cm²	cmkg/cm²	kg/cm²	kg/cm²	kg/cm²	kg
Hartholz													
Esche, weiß	0,56	0,62	0,64	4,5	7,1	540	900	105 000	10,0	420	91	125	520
Esche schwarz	0,48	0,53	0,56	5,0	7,8	410	740	98 000	9,9	340	56	96	840
Baßholz	0,36	0,40	0,40	6,6	9,3	330	510	91 000	4,5	270	28	62	154
Buche	0,60	0,66	0,66	4,8	10,6	320	890	105 000	9,4	410	77	121	470
Birke	0,61	0,67	0,69	7,0	8,5	790	950	126 000	12,4	460	70	116	490
Schwarzkirsche	0,48	0,53	0,56	8,7	7,1	510	750	98 000	8,6	410	49	107	380
Ulme	0,60	0,66	0,70	4,8	8,1	470	880	98 000	13,6	410	84	114	540
Gummi	0,48	0,53	0,54	5,2	9,9	470	730	98 000	7,7	340	49	107	395
Hickorynußbaum	0,73	0,81	0,80	7,3	11,4	620	1150	133 000	19,4	510	128	129	—
Mahagoni, echt	0,50	0,54	0,57	3,5	4,2	490	700	91 000	6,4	390	70	101	390
Mahagoni, afrikan.	0,46	0,50	0,54	4,8	5,5	500	730	98 000	7,2	360	63	91	330
Ahorn	0,60	0,66	0,67	4,8	9,2	570	910	112 000	9,1	460	84	142	540
Eiche	0,65	0,72	0,74	5,3	9,2	470	840	98 000	8,9	410	91	126	580
Pappel	0,38	0,42	0,45	4,1	6,9	340	530	91 000	4,4	390	28	64	168
Walnuß	0,52	0,56	0,61	5,2	7,1	550	840	105 000	9,2	430	70	93	430
Nadelholz													
Zeder, Portexford	0,42	0,47	0,50	5,2	8,1	440	720	120 000	6,8	370	49	83	263
Douglas-Föhre	0,47	0,52	0,54	5,0	7,9	470	680	125 000	5,1	420	53	73	263
Tanne	0,38	0,41	0,43	4,0	8,3	360	570	98 000	5,0	320	37	62	172
Westschirlingstanne	0,40	0,43	0,45	4,5	7,9	360	590	98 000	4,2	320	34	66	222
Zuckerkiefer	0,36	0,39	0,43	2,9	5,6	370	520	77 000	3,5	300	38	68	186
Westkiefer	0,40	0,45	0,46	4,1	7,4	360	550	98 000	4,2	340	34	48	163
Weißkiefer	0,36	0,39	0,43	2,2	5,9	360	520	84 000	4,8	320	37	61	172
Westkiefer, gelb	0,38	0,42	0,45	3,9	6,4	370	550	84 000	4,1	320	41	69	181
Norwegische Kiefer	0,51	0,51	0,53	7,6	7,2	550	770	120 000	4,3	430	51	82	245
Spruce	0,41	0,41	0,43	3,9	7,5	360	550	91 000	5,2	300	35	66	195

[1]) Last, um eine Stahlkugel von 11,18 mm Dmr. 5,59 mm tief ins Holz zu drücken.

nageln, ohne zu reißen. Das spez. Gewicht von Hölzern mit gleichem Feuchtigkeitsgehalt entspricht genau der Festigkeit. Beim Einkauf kann man die Festigkeit nicht nach Augenschein beurteilen, sondern nur durch Wiegen oder Fertigkeitsversuch. — B. C. Boulton, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 20. Sept. 1920, S. 43/44 (4 Sp., 9. Abb.).

84. Angaben zur Verwertung von Sperrholz im Flugzeugbau. Die folgenden Angaben entstammen 34 Versuchen mit je 8 Dicken von 2,5, 3,1, 3,8, 4,8, 6,4, 7,6, 9,5 und 12,5 mm. Meist drei Lagen, die äußere parallel und die innere senkrecht zwischen beiden. Die Änderung des Feuchtigkeitsgehalts ruft Spannungen hervor, dadurch, daß die Ausdehnung parallel und senkrecht zu den Fasern verschieden ist. Daher wirft sich Holz aus zwei Lagen senkrecht oder drei Lagen unsymmetrisch aufeinander. Die mittlere Schrumpfung aus mehreren Hundert Versuchen war vom Grünen zum Ofengetrockneten 0,45 vH parallel zur äußeren Faserrichtung und 0,67 vH quer. Abweichungen von 0,2 bis 1 vH und 0,3 bis 1,2 vH je nachdem. Das zeigt, daß die Schrumpfung von Sperrholz nur $1/_{10}$ derjenigen von gewöhnlichem Holz quer zur Faserrichtung ist. Sperrholz aus drei Lagen ist da, wo große Festigkeit in einer Richtung verlangt wird, vorzuziehen. Wenn nach allen Richtungen gleiche Kräfte wirken, sind viele Lagen von Vorteil. Wenn die innere Schicht verschieden dick, hat die Holzart Einfluß auf das Ergebnis. Wenn gute Knickfestigkeit verlangt wird, ist Birkensperrholz mit dem spez. Gewicht entsprechend dickerer Linde oder Pappel in der Mitte von Vorteil.

Verbindung zweier Platten durch eine Reihe Rohrnieten ergibt 50 vH Festigkeit und bei zwei versetzten Reihen mehr. Der Einfluß der Nietgröße ist unbedeutend, der Nietabstand muß mindestens das Doppelte des Außendurchmessers sein.

Vereinigen von zwei Platten durch Verbinden der verschiedenen Lagen einzeln miteinander sind am festesten. Schäftung 1:10 nach Abb. 1a ergibt 90 vH Festigkeit. Die Verbindung 1b ist weniger fest. Sperrholz heißt in Amerika amtlich »plywood« und eine einzelne Lage »veneer«. Die Begriffe werden oft verwechselt. — A. Elmendorf, 84. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt (15 Seiten, 4 Zahlentafeln, 9 Abb.).

Festigkeit von Dreifach-Sperrholz.

Holzart	Mittl. Feuchtigkeit	Elastizitätsmodul		Zugfestigkeit		Spez. Gewicht ofentrocken
		Parallel	Lotrecht	Parall.	Lotrecht	
	vH	kg/cm²	kg/cm²	kg/cm²	kg/cm²	
1. Esche, schwarz	9,1	77 000	6 900	440	280	0,49
2. Esche, handelsüblich, weiß	10,2	101 000	10 200	470	310	0,60
3. Schwarzlinde, amerik.	9,2	87 000	6 100	490	310	0,42
4. Buche	8,6	154 000	11 900	930	520	0,67
5. Birke, gelb	8,5	162 000	14 100	940	550	0,67
6. Zeder, spanisch	13,3	74 000	6 000	370	240	0,41
7. Kirsche	9,1	116 000	10 900	600	420	0,56
8. Kastanie	11,7	53 000	5 400	370	186	0,43
9. Kanadische Pappel[1])	8,8	103 000	7 800	450	300	0,46
10. Zypresse, kahl	8,0	87 000	6 700	560	280	0,45
11. Douglas Föhre	8,6	119 000	9 000	440	280	0,48
12. Kork-Ulme	9,4	142 000	9 600	600	390	0,62
13. Ulme, weiß	8,9	87 000	7 800	420	400	0,52
14. Tanne, echt	8,5	113 000	7 100	440	270	0,40
15. Fieberbaum	10,6	92 000	8 100	440	310	0,54
16. Fieberwollholz	10,3	93 000	7 900	450	270	0,50
17. Fieberbaum, rot	8,7	114 000	8 600	560	350	0,54
18. Zürgebaum	10,2	82 000	7 100	500	290	0,54
19. Westschierling	9,7	113 000	8 000	490	330	0,47
20. Magnolie	8,8	122 000	9 900	660	410	0,58
21. Mahagoni, afrikanisch	12,7	90 000	10 300	384	270	0,52
22. Mahagoni, philippin.	10,7	130 000	12 100	760	430	0,53
23. Mahagoni, echt	11,4	89 000	8 400	460	270	0,48
24. Ahorn, weich	8,9	125 000	10 400	590	380	0,57
25. Ahorn, hart	8,0	151 000	13 500	790	470	0,68
26. Eiche, handelsübl. rot	9,3	92 000	8 600	392	260	0,59
27. „ „ weiß	9,5	96 000	8 400	480	300	0,64
28. Zuckerkiefer	9,4	94 000	7 100	390	260	0,42
29. Kiefer, weiß	5,4	112 000	7 900	410	240	0,42
30. Pappel, gelb	9,4	110 000	8 200	460	340	0,50
31. Rotholz	9,7	84 000	7 700	340	210	0,42
32. Spruce	8,3	98 000	7 500	400	240	0,42
33. Maulbeerfeige	9,2	116 000	930	570	370	0,56
34. Walnuß, schwarz	9,1	124 000	10 100	590	380	0,59
35. Yukka (Palmlilie)	7,3	40 000	3 100	158	120	0,49

[1]) Öfters Baumwollholz genannt, amerikanische Bezeichnung Cottonwood.



47. Eigenschaften von Flugmotorenbrennstoffen.

I. Flugbenzin. Versuche mit 10 Brennstoffarten an einem 180 PS-Hispano-Suiza in der Unterdruckkammer. Normal-X-Benzin der Atlantic Refining wurde zum Vergleich für die Versuchsbrennstoffe 263, 264, 265 und 266 benutzt, eine zweite Lieferung Xa der Firma für 185, 191, 261, 262 und »Verkehr«.

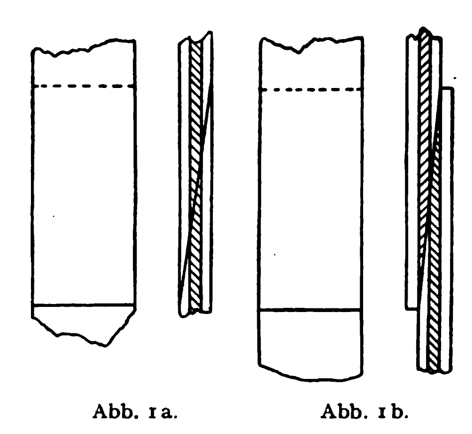


Abb. 1a. Abb. 1b.

264 genügte den damaligen Anforderungen der Brennstoff-Kriegsgesellschaft: 5 vH müssen über 50° C, 8 vH unter 70° C, 50 vH unter 90° C verdampft sein; nicht mehr als 3 vH Rest bei 150° C.

265 war Flugbenzin und genügte den Anforderungen 3513 (s. Zahlentaf.).

Verlangte Siedeeigenschaften für amerikanische Brennstoffe.

vH verflüchtigt	3511 Inland	3512 Ausfuhr	3513 Flugbenzin
5	nicht über 75° C „ unter 50° C	nicht über 65° C „ unter 50° C	nicht über 70° C „ unter 60° C
50	„ über 105° C	„ über 95° C	„ über 95° C
90	„ „ 155° C	„ „ 125° C	„ „ 113° C
96	„ „ 175° C	„ „ 150° C	„ „ 125° C

263 hat einen kleineren Siedebereich und genügt den Anforderungen 3513. 266 verflüchtigt schon 5 vH bei 54,5° C, entspricht im übrigen 3513. 261[1]) und 262[2]) sind von Frankreich eingeführt (vgl. Abschnitt II). 185 hat eine sehr flache Verflüchtigungskurve, bei 61° C verdampfen 5 vH, bei 70° C 95 vH. 191-A und »Verkehrsbenzin« wurden an den Brennstoffstationen für Autos gekauft. 20 vH nicht unter 50° C, 40 vH unter 105° C, 60 vH unter 140° C, 90 vH unter 177° C, 100 vH nicht über 210° C.

Eigenschaften der geprüften Brennstoffe.

Benzinart	Mittlere Flüchtigkeit[3]) ° C	Heizwert[4]) kcal/kg	Spez. Gew.
X	97,0	—	0,735
Xa	95,0	11 200	0,713
185	67,0	11 400	0,681
191 A	117,5	11 200	0,740
261	95,0	11 200	0,723
262	81,0	11 200	0,725
263	80,0	11 300	0,703
264	93,0	11 300	0,710
265	85,5	11 300	0,701
266	79,0	11 300	0,692
Verkehr	121,0	11 100	0,747

Chemische Zusammensetzung und Eigenschaften der Bestandteile wurden untersucht.

Beim Versuch ließ man den Motor bei erniedrigtem Luftdruck entsprechend 1,63; 3,34; 5,78; 7,60 km Höhe sowie 1300, 1500, 1700, 1900 und 2100 U/min laufen. Der Vergaser wurde jedesmal von Hand geregelt, um je nach Brennstoff, Drehzahl und Höhe das beste Gewicht zu erzielen.

[1]) »Essence Sumatra«.
[2]) »Essence legère de Borneo«.
[3]) Bestimmt als mittlere Ordinate der Siedekurve.
[4]) Gemessen mit Junkers-Kalorimeter.

Der größte Mehrgewinn gegenüber X ist 2,5 vH, der größte Verlust 2,0 vH. Irgendeine Gesetzmäßigkeit ist nicht erkennbar.

II. Eigenschaften von Sumatra- und Borneo-Benzin. Die Siedekurve von Sumatra-Benzin reicht von 50 bis 130° C und die von Borneo von 50 bis 100° C. Sumatra-Benzin (Heizwert 11 210 kcal/kg) liefert eine 1,4 vH größere Leistung als 3512 bei allen Drehzahlen und Luftdrücken. Borneo-Benzin (Heizwert 11 220 kcal/- kg) entwickelt 0,60 vH geringere Leistung als 3512. Sumatra-Benzin ist bedeutend sparsamer als 3512.

III. Eigenschaften von Mischungen mit 20 vH Benzol. Von dem benutzten Benzol verdunsteten 90 vH bis zu 86° C, 95 vH bis zu 95° C und 100 vH nicht über 150° C. Die Mischung zeigt geringen Gewinn bis 3 km Höhe und 5,8 vH Mehrleistung bei 2100 U/min in 9 km Höhe. — H. C. Dickingson, W. S. James, E. W. Roberts, V. R. Gage und D. R. Harper, 47. Bericht des amerikanischen Landesbeirats für Luftfahrt. (29 S., 34 Schaub., 10 Zahlentafeln.)

Strömungslehre. Bericht über die deutschen Windkanäle und Meßgeräte. Zuerst wird die Modellversuchsanstalt Aachen beschrieben und sehr günstig beurteilt. (Vgl. Beiheft I der ZFM, S. 51.)

Der Kanal zu Aachen ist mit der Außenluft verbunden, kurz und gegen Böen ungeschützt. 2 m Dmr, 100 PS, 33 m/s. Bei größerer Geschwindigkeit als 25 m/s starkes Geräusch. Zurzeit werden Kühlversuche gemacht. Ein Kreiselverdichter für 100 PS und ½ at Überdruck ist noch nicht in Betrieb genommen. Karman arbeitet an einer Theorie der Drehung von Tragflügeln um die Längsachse des Flugzeuges. In einem Wasserkanal wird die Strömung durch Aluminiumpulver sichtbar beobachtet.

Die Junkers-Forschungsanstalt zu Dessau ist rein industriell. Windkanalquerschnitt achteckig, 1,2 m breit und 0,9 m hoch. Bauart Eiffel; 100 PS Elektromotor. 39 m/s. Die Wage ruht auf zwei, bei der Messung sehr schnell umlaufenden, zur Windrichtung parallelen Stahlrohren. Zum Messen werden selbstaufzeichnende Federwagen benutzt. Die Änderung des Anstellwinkels geschieht ebenfalls maschinell und wird selbsttätig aufgeschrieben. Beim Versuch wird der Widerstand eingestellt, und eine Tragflügelmessung vollzieht sich in 20 min selbsttätig. Keine selbsttätige Geschwindigkeitsregelung. — E. P. Warner, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 18 u. 22. Nov. 1920, S. 275/277 und 298 (7½ Sp., 2 Skizzen).

Der Einfluß der wissenschaftlichen Forschung auf die Konstruktion der Flugzeuge.

Von K. G. Gaule, Danzig.

(Fortsetzung von Seite 90.)

Dies wird durch die Flugpraxis durchaus bestätigt. Wenn von schlecht konstruierten Flugzeugen abgesehen wird, bei denen der Klammerausdruck beim Entwurf nicht oder wenigstens nicht sorgfältig untersucht worden ist und daher in unkontrollierbarer Weise in weiten Grenzen schwankt, geschehen die meisten der Abstürze, die auf das Konto mangelhafter Stabilität gesetzt werden müssen, beim Anstieg (d. h. wenn das Flugzeug in eine zu steile Flugbahn gezwängt oder »überzogen« wird).

Von solchen Fällen natürlich abgesehen, in denen der Führer durch den Flug im Nebel jedes Gefühl für die Lage verloren hat und die Steuer mit Energie in verkehrtem Sinn zur Wirkung bringt.

Für diese Fälle aber wird durch konstruktive Maßnahmen kaum je volle Sicherheit verbürgt werden können, durch die Untersuchung der statischen Stabilität jedenfalls nicht. Vorläufig konnte man sich dadurch helfen, daß man dem Führer einen zuverlässigen Richtungsweiser zur Verfügung stellte, der glücklicherweise aus dem Kreiselkompaß bald zu großer Vollkommenheit entwickelt werden konnte.



Dadurch ist leider auch der starke wirtschaftliche Druck zur weiteren Vertiefung der Stabilitätsuntersuchungen entfallen, die, wenn sie vielleicht auch nicht ohne weiteres zu wesentlichen Verbesserungen der Stabilitätseigenschaften geführt hätten, doch sicher für die Konstruktion im allgemeinen wertvolle Ergebnisse gehabt hätte.

Da nun aber einmal der Kreiselhorizont da ist, wird der weitere Fortschritt der Stabilitätstheorie vom Grad ihres rein wissenschaftlichen Interesses abhängen und vermutlich nicht sehr rasch sein.

Für die Gewährleistung der Stabilität einer Neukonstruktion wird es erforderlich sein, für den ganzen Anstellwinkelbereich sowohl den Klammerausdruck wie den Staudruck zu ermitteln.

Aus dem Ergebnis wird hervorgehen, ob die Bedingungen, die notwendig erfüllt werden müssen und durch die Wahl der im Klammerausdruck enthaltenen konstruktiven Maße erfüllt werden könnten, nicht mit unnötig großen Opfern an der Flugleistung erkauft sind.

Die Praxis des Fluges verlangt nicht etwa allgemein eine große Stabilität, im Gegenteil $\frac{d\,Ms}{d\,\alpha}$ soll für den normalen Flugzustand (je nachdem Steigflug oder Horizontalflug usw.) nahezu gleich Null sein, damit das Flugzeug auf die kleinste Veränderung der Ruderstellung reagiert und mit geringstem Kraftaufwand zu steuern ist. Beim Heraustreten aus dem normalen Flugzustand (der sich unter Umständen auf ein ganzes Gebiet von Anstellwinkeln erstrecken kann) soll aber $\frac{d\,Ms}{d\,\alpha}$ große Werte annehmen, damit der Führer an der Erschwerung der Steuerung die Grenzüberschreitung erkennen kann bzw. das sich selbst überlassene Flugzeug (Führer totgeschossen) im normalen Flugzustand verharrt.

Für die Konstruktion können aus (46c) und (45b) eine Reihe von wertvollen Schlüssen gezogen werden.

Aus (45b) folgt, wenn zunächst von dem unerheblichen Moment des Schraubenzuges abgesehen wird, daß

$$\frac{a_F'}{\delta_0} \cdot F_F \cdot c_{m(\alpha)} = a_L \cdot F_L \cdot c_{RL(\alpha)} \quad . \quad . \quad . \quad (47)$$

sein muß, wenn das Flugzeug für den betreffenden Flugzustand (gekennzeichnet durch den Wert von α) »ausgeglichen«, d. h. im Drehungsgleichgewicht sein soll.

Es ist aus (47) ohne weiteres ersichtlich, daß ein Flugzeug im allgemeinen nicht für alle Flugzustände ausgeglichen sein kann. Der Konstrukteur kann lediglich versuchen, durch passende Wahl der Leitwerkform (im wesentlichen des Längsprofils) dieser idealen Eigenschaft möglichst nahezukommen.

Zur Erhaltung des Gleichgewichtes in allen Flugzuständen wird daher praktisch in jedem Zustand außer im normalen eine Verstellung des Leitwerks notwendig sein. Da gefordert werden muß, daß das Flugzeug auch beim Ausfall des Führers stabil bleibt, ist es aber unumgänglich, daß außer dem verstellbaren Ruder noch eine fest mit dem Flugzeug verbundene Leitwerkfläche vorhanden ist.

Falls nun (nicht bei einem kurzen Ruderausschlag, wo es wenig schadet, sondern für die dauernde Einhaltung eines nicht normalen Flugzustandes, z. B. beim Steigen, wenn das betreffende Flugzeug für den Horizontalflug ausgeglichen ist) ein großer Ruderausschlag notwendig ist, wird die nachteilige Wirkung des durch den Knick zwischen der festen Flosse und dem Ruder vergrößerten Leitwerkwiderstandes sehr merkbar.

Konstruktiv ist dem begegnet worden, indem auch die Flosse durch einen selbsthemmenden Mechanismus verstellbar gemacht wurde. Die verstellbaren Flossen ermöglichten also, das Flugzeug während des Fluges zu »trimmen« und auch vor dem Fluge eine ev. Schwerpunktverschiebung infolge veränderter Verteilung der Nutzlast zu berücksichtigen.

Es lag ferner (nach 47) auf der Hand, daß ein guter Ausgleich für einen um so größeren Flugzustandbereich erreichbar sein mußte, je ähnlicher die $C_m(\alpha)$- und $C_{RL}(\alpha)$-Kurven waren.

Bei den zunächst allgemein angewendeten ebenen Leitwerkflächen war das sicher nicht der Fall. Die konstruktive Verwertung des sich aufdrängenden Gedankens, auch den Flossenflächen einen »völligen« Längsquerschnitt zu geben, hatte vollen praktischen Erfolg.

Flugzeuge mit ebenen Flossen gehörten bald zu den historischen Sehenswürdigkeiten.

Sowohl die »dicke« wie die verstellbare Höhenflosse kamen übrigens aus England zu uns herüber, von dem wir, was den Flugzeugbau betrifft, nicht nur in diesem Fall ins Schlepptau genommen worden sind.

Es scheint, daß dort im Kriege die flugwissenschaftliche Forschung mit viel größeren Mitteln arbeiten konnte und daß die einzelnen Forschungsstellen weit vollkommener, als es bei uns der Fall war, nach einem einheitlichen Plan arbeiteten.

Für die Größe des Abstandes a_L des Leitwerks vom Schwerpunkt (Rumpflänge) konnte aus (47) allein kein Schluß gezogen werden. Da (47) nur das Produkt

$$a_L \cdot F_L \cdot C_{RL} = a_L \cdot \frac{A_L}{q}$$

festlegt. Natürlich ist es einerseits zweckmäßig, a_L recht groß zu wählen, um den Abtrieb des Leitwerks A_L (im normalen Flugzustand) herabzumindern; aber es ist aus (47) nicht zu ersehen, wann die Vergrößerung des Rumpfgewichtes und -Widerstandes diesen Vorteil wieder wettmacht. Um so mehr, als A_L an sich recht unbeträchtlich ist. Hier mußte auch die praktische Erfahrung entscheiden.

Bei der Verwendung von (47) für den rechnerischen Ausgleich muß beachtet werden, daß der (wie oben gezeigt) notwendige Schränkungswinkel zwischen Flügel- und Leitwerkfläche nicht unveränderlich ist, sondern sich infolge des »Abwindes« der Flügel und unter der Wirkung des Propellerstrahls mit dem Flugzustand erheblich ändert.

Für das Maß des Abwindes, d. h. für den Winkel, um den die Luft hinter den Flügeln aus der Flugbahn abgelenkt ist, lagen frühzeitig einige wissenschaftliche Angaben von mehr theoretischer Bedeutung vor; später, nachdem die Durchbildung der Konstruktion in bezug auf die Erfüllung der Stabilitätsbedingungen schon einen gewissen Grad von Feinheit erreicht hatte und damit die Abwindfrage praktisch brennend geworden war, wurden die Strömungsverhältnisse hinter dem Flügel gründlich experimentell untersucht.

Praktisch ist die Beeinflussung der Leitwerkwirkung durch den Propellerstrahl von viel größerer Bedeutung. Trotzdem ist sie viel länger unbeachtet geblieben.

Auf das Vorhandensein der Abwindwirkung hatten die oben erwähnten wissenschaftlichen Untersuchungen aufmerksam gemacht, die gewissermaßen ein zunächst in seiner Bedeutung nicht erkanntes Nebenprodukt der Erforschung der Theorie des Tragflügels darstellten. Als es sich daher zeigte, daß Änderungen in der Konstruktion des Leitwerks häufig nicht die Wirkungen hatten, die man erwartete, lag es daher nahe, an die Abwindwirkung zu denken.

Dieser Fall zeigt übrigens, daß die Theorie durchaus nicht immer der Erfahrung nachhinkt.

Anders bei der Propellerstrahlwirkung. An die hatte zunächst niemand gedacht, weder Wissenschaftler noch Konstrukteur.

Erst einige Unglücksfälle, die unzweifelhaft beim steilen Gleitflug geschehen waren und zunächst unerklärlich waren, da ja, wie oben gezeigt, von diesem Flugzustand besonders große Stabilität erwartet werden durfte, lenkten die Aufmerksamkeit auf diese Wirkung.

Es liegt auf der Hand, daß, wenn das Leitwerk im Propellerstrahl liegt, der Ansatz der Gleichung (45) nicht stimmt. Je langsamer ein Flugzeug ist, um so größer ist im allgemeinen der Unterschied zwischen Flug- und Strahlgeschwindigkeit, und da das Leitwerkmoment dem Staudruck am Leitwerk proportional ist, genügt $\left(q = \frac{\gamma}{2\,g} \cdot v^2\right)$ schon ein Unterschied von 40 vH zwischen den beiden Geschwindigkeiten, um das Moment des Leitwerkes im Verhältnis zum Flügelmoment gegenüber dem rechnerisch erwarteten zu verdoppeln.

Geht man nun, wie es vielfach geübt wurde, bei der Dimensionierung des Leitwerks rein empirisch vor, indem das Leitwerk so lange verkleinert und verstellt wird, bis das Flugzeug im normalen Flug im Gleichgewicht ist, ist die Gefahr sofort da, daß das Leitwerk nicht mehr genügt, wenn im steilen Gleitflug die Erhöhung des Staudruckes am Leitwerk wegfällt, oder gar infolge der Abschirmung des als Windmühle laufenden Propellers negativ wird.

Aus 46c folgt, da $\left(\frac{d M_s}{d \alpha}\right)$ nicht wie M_s für den ganzen Flugzustandbereich möglichst konstant und gleich Null sein soll, sondern in der Nähe des Normalzustandes kleine positive Werte haben soll, die von den Grenzen des Normalbereiches aus rasch ansteigen und da $\frac{a_F'}{\delta_0} \cdot F_F$ und $a_L \cdot F_L$ konstruktiv festliegen, daß für die Gestaltung des Leitwerks die Funktionen:

$$\frac{d\, C_{mF}}{d\, \alpha}(\alpha) \quad \text{und} \quad \frac{d\, C_{RL}}{d\, \alpha}(\alpha)$$

maßgebend sind.

Wie die Messungen ergeben, verlaufen beide Funktionen im Betracht kommenden Bereich der Anstellwinkel nahezu linear mit α, so daß die Erfüllung der aus der Flugpraxis hervorgehenden Forderung für den Verlauf von $\frac{d M_s}{d \alpha} = F_{ktn} \cdot (\alpha)$ nicht möglich ist. Man kann nur eine im wesentlichen von Flugzustand unabhängige statische Stabilität erreichen und muß einen Kompromiß schließen zwischen den Forderungen hoher Stabilität $\frac{d M_s}{d \alpha} \gg 0$ und leichter Steuerbarkeit $\frac{d M_s}{d \alpha} \sim 0$. Praktisch hat es sich gezeigt, daß auch mit verhältnismäßig geringer statischer Stabilität gefahrlos geflogen werden kann, wenn nur sicher verbürgt ist, daß $\frac{d M_s}{d \alpha}$ keinesfalls nennenswerte negative Werte annimmt.

Daher muß die Rechnung sehr sorgfältig durchgeführt werden und sich auf zuverlässige Messungen stützen können.

Abschließend kann man wohl sagen, daß auch die Frage der Flugzeugstabilität praktisch befriedigend gelöst worden ist. Die Bedingungen für den Momentenausgleich und für die statische Längsstabilität haben sich als geeignete Grundlage erwiesen, von der aus ein zuverlässiges Berechnungsverfahren und Richtlinien gefunden werden konnten, um die aus diesen Bedingungen folgenden konstruktiven Forderungen mit den geringsten Opfern an der Güte der Flugzeuge zu erfüllen.

II. Spezialwissenschaftliche Hilfsmittel für die konstruktive Durchbildung.

A. Aus der Aerodynamik.

1. Grundlagen.

Bei der im Fluge vorkommenden Geschwindigkeit wird, mit Ausnahme vielleicht der äußersten Enden der Propellerblätter, der Staudruck nie so groß, daß die Kompressibilität der Luft berücksichtigt werden müßte.

Dagegen darf die Zähigkeit der Luft nicht vernachlässigt werden. Ohne sie ist die Entstehung der Zirkulation und damit der Auftrieb gewölbter Platten nicht erklärlich. Ebensowenig kann der Widerstand umströmter Körper in einer reibungsfreien Flüssigkeit erklärt werden.

Der Einfluß der Flüssigkeitsreibung beschränkt sich auf die unmittelbare Nähe fester Flächen, im übrigen verhält sich die Luft wie eine ideale Flüssigkeit.

Die kinematische Zähigkeit der Luft hat einen solchen Wert, daß im allgemeinen auch Modelle von $1/_{10}$ bis $1/_{20}$ natürlicher Größe (linear) bei denselben Geschwindigkeiten, wie sie im Fluge erreicht werden, oberhalb der kritischen Reynoldsschen Zahl liegen. Die Übertragung von Modellmessungen auf ihre Urbilder ist daher durch einfache Modellregeln möglich.

Verschiedene aerodynamische Eigenschaften der Flugzeuge lassen sich aber schwer im Modellversuch erforschen (z. B. der Einfluß der Veränderung der Flügelform durch die Einbeulung bzw. Aufblähung der Stoffbespannung im Fluge, die Druckverteilung an den scharf gekrümmten Teilen der Flügeloberfläche usw.).

Versuche mit richtigen Flugzeugen als Schleppversuche oder Versuchsflüge sind unerläßlich.

Für Modellmessungen ist die Frage: freier Luftstrahl oder geschlossener Kanal, zugunsten des Strahles entschieden worden, da durch die Verengung des Strahles in einer Düse eine sehr gleichmäßige Geschwindigkeitsverteilung über den Strahlquerschnitt erreicht werden konnte. Die Vorbedingung für die Zuverlässigkeit von Modellmessungen im Strahl ist, daß die Modelle im Verhältnis zum Strahldurchmesser genügend klein sind.

Die Meßtechnik hat einen hohen Grad von Zuverlässigkeit und Vielseitigkeit erreicht.

Für Versuchsflüge kommen Gleitflüge und Motorflüge in Frage. Bei Gleitflügen ist die Neigung der Flugbahn schwierig zu bestimmen, sowie die Geschwindigkeit. Bei Motorflügen letztere.

Im allgemeinen ist bei Versuchsflügen nicht viel Positives herausgekommen. Um alle erforderlichen Größen messen zu können, ist eine viel zu große Zahl von Instrumenten zum gleichzeitigen einwandfreien Funktionieren zu bringen.

Brauchbar waren eigentlich nur die Messungen über die Druckverteilung über Flügel und Flossenflächen, also gerade das, was die Modellversuchsanstalten nicht erforschen konnten.

Weitaus das meiste Versuchsmaterial liegt übrigens noch wohlbehütet in den Geheimarchiven der Flugzeugwerke, denn im Gegensatz zu den Modellversuchen wurden Versuchsflüge fast ausschließlich von privater Seite durchgeführt.

2. Flugzeugteile von symmetrischem Querschnitt.

Zu Beginn unseres Entwicklungsabschnittes war die aerodynamisch richtige Querschnittsform schon bekannt, und diese Kenntnis wurde praktisch nutzbar gemacht.

Ein weiterer konstruktiver Fortschritt wurde immerhin erzielt. Einmal durch die Hinweise von wissenschaftlicher Seite, die an die Veröffentlichungen der Messungsergebnisse an Seilen (mit rundem Querschnitt) und Streben (mit tropfenförmigem Querschnitt) geknüpft wurden.

Dann aber vor allen Dingen durch die Einführung der Reynoldsschen Zahl als »Kennziffer« in die Praxis. Durch sie wurde eine treffendere Auswahl des Strebenquerschnittes aus dem Versuchsmaterial ermöglicht.

Da die Verknüpfung der Festigkeits- und aerodynamischen Eigenschaften bei der Strebe sehr einfach ist, konnten die Strebenprofile sogar normalisiert werden.

Für Rümpfe ist bis heute noch nicht entschieden, wie groß die Überlegenheit der runden Rumpfform über die vierkantige ist, so daß die Wahl in der Regel aus herstellungstechnischen oder ästhetischen Gründen getroffen wird.

3. Der Einzelflügel von unendlicher Breite.

Die Brauchbarkeit eines Flügels hängt sowohl von der Güte seiner statischen, als auch von der seiner aerodynamischen Eigenschaften ab. Die statischen sind durch die Unterbringungsmöglichkeit für Träger von großer Bauhöhe, die aerodynamischen durch den Verlauf der $c_a = \Phi_1(c_w)$- und der $c_m = \Phi_2(c_w)$-Kurven gegeben.

Beide hängen mit der Form des Querschnittes zusammen.

Die Statik verlangt ein möglichst hohes Profil, dessen Höhe außerdem bis nahe der Hinterkante wenig abnimmt.

Die Aerodynamik verlangt hohe Werte von

$$\left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{max} \quad \text{oder} \quad \left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} \quad \text{oder} \quad \left(\frac{c_a^{2,5}}{c_w^2}\right)_{max}$$

je nachdem die eine oder andere Flugleistung gerade höher bewertet wird oder die Gesichtspunkte für den gesamten Aufbau des Flugzeuges sich ändern. Als Nebenbedingung wird kleine Druckpunktswanderung und unter Umständen auch ein kleiner Minimalwiderstand verlangt.

In unserem Entwicklungsabschnitt ist die Zahl der durchgemessenen Flügelprofile außerordentlich vermehrt worden.

Das praktisch weitaus wichtigste Ergebnis war die Feststellung, daß die statisch erwünschten »dicken« Profile

ganz vorzügliche aerodynamische Eigenschaften haben können.

Der Einfluß der Forschung auf die Konstruktion wurde noch dadurch sehr verstärkt, daß die Messungsergebnisse nach vernünftigen Gesichtspunkten übersichtlich geordnet wurden.

Zu einer Normalisierung der Flügelprofile ist es bei uns nicht gekommen. Dazu neigte der deutsche Konstrukteur vielfach zu sehr zum Glauben an »sein« Profil, dem er aus geheimnisvollen Gründen besonders hervorragende Eigenschaften zutraute.

Wenn er für die genauere Berechnung Zahlenwerte brauchte, suchte er im Profilkatalog, bis er es in einem ähnlichen gefunden zu haben glaubte.

Die realere Denkungsart des Engländers hat ihm da einen Vorsprung gesichert.

Aus den vorhandenen Messungen über die Druckverteilung über den Umriß des Flügelquerschnittes wurden behördliche Vorschriften für die der Festigkeitsrechnung der Flügelrippen zugrunde zu legende Lastverteilung ausgezogen.

4. Der Einzelflügel von endlicher Breite.

Das für die konstruktive Durchbildung fraglos wichtigste Forschungsergebnis liegt hier auf theoretischem Gebiet.

Die Abhängigkeit der Funktionen $c_a = \Phi_1 (c_w)$ und $c_m = \Phi_2 (c_w)$ war zwar den Praktikern als experimentelles Ergebnis bekannt; aber es herrschte große Unklarheit darüber, wie im besonderen Fall der Einfluß des Seitenverhältnisses (Breite zur Tiefe) des Flügelgrundrisses einzuschätzen wäre.

Der Praktiker traute sich nicht recht, aus dem Verlauf, den die Abhängigkeit vom Seitenverhältnis bei einem Profil gezeigt hatte, auf ein anderes, das für seine Zwecke günstiger erschien, auf diese Eigenschaft hin aber nicht durchgemessen war, zu schließen.

Die theoretische Deutung des Einflusses des Seitenverhältnisses als die Wirkung eines zusätzlichen Widerstandes, der bei endlicher Breite des Flügels unvermeidlich ist, und von der Rückwirkung der an den Enden abfließenden Zirkulation herrührt, mußte daher auf sehr fruchtbaren Boden fallen.

Da die Größe des Randwiderstandes durch die Stärke der Zirkulation bedingt ist und die Zirkulation sich über die Breite des Flügels hin in erster Näherung nicht ändert, ergibt sich, daß der Randwiderstand erstens von der Form des Profils unabhängig ist, daß er zweitens eine Funktion des Einheitsauftriebes sein muß und daß er schließlich von der Breite des Flügels nicht abhängt.

Da die Abhängigkeit des Randwiderstandes vom Einheitsauftrieb $C_{WR} = \Phi_3 (c_a)$ sich durch eine einfache Parabel darstellen und sich die gewonnene Einsicht daher unmittelbar nützlich verwerten ließ, gewann diese Auffassung sehr schnell allgemeine Verbreitung.

Der Konstrukteur gewann einerseits eine bequeme und zuverlässige Methode, die, beispielsweise mit einem Modellflügel vom Seitenverhältnis 6 gemessene Polarkurve, auf das ihm statisch noch zulässig erscheinende Seitenverhältnis 8 umzuzeichnen, anderseits wurde es ihm sehr erleichtert, unter einer größeren Zahl verschiedener und mit unterschiedlichem Seitenverhältnis durchgemessener Profile die Wahl zu treffen.

Er konnte sie mit wenig Mühe sämtlich auf unendliche Breite reduzieren und damit auf eine einwandfreie Vergleichsbasis stellen.

Tatsächlich ist es natürlich nicht ganz richtig, daß die Zirkulation nur an den Enden abfließt und demnach der Auftrieb gleichmäßig über die Flügelbreite verteilt ist. Die Abwanderung setzt schon in einiger Entfernung von den Enden ein.

Die Ansicht der Praktiker, daß die Form der Flügelenden von Bedeutung sein müsse, war daher nicht unbegründet. Sie überschätzten nur sehr, wieviel sich aus der Gestaltung der Enden herausholen läßt. Sie glaubten, durch allerlei sorgfältig geheimgehaltene Rezepte für die richtige Mischung von Verwindung und Zuspitzung den Druckabfall gegen das Ende ganz vermeiden zu können.

Die Theorie zeigte, daß ein Optimum erreicht wird, wenn der Grundriß des Flügels elliptisch ist.

Konstruktiven Ausdruck hat diese Erkenntnis nicht gefunden, weil die baulichen Unbequemlichkeiten zu groß geworden wären.

Aus der gewonnenen Einsicht in den Mechanismus des Randverlustes folgte ohne weiteres ein Ausdruck für die Größe des Abwindwinkels.

Die für die statische Berechnung wichtige Kenntnis der Auftriebverteilung über die Flügelbreite konnte, noch ehe ihre rechnerische Ermittlung möglich war, Versuchsergebnissen entnommen und zu einer behördlichen Bauvorschrift verdichtet werden.

5. Das Tragwerk aus zwei und mehr Flügeln.

Daß sich bei Mehrflügelanordnungen die einzelnen Flügel in ihrer Wirkung beeinträchtigen, war beinahe selbstverständlich. Eine ungefähre Vorstellung, wie es geschieht, konnte man sich aus Strömungsphotographien und aus einigen Messungen machen.

Wie die Verhältnisse zahlenmäßig liegen, konnte durch den Versuch ermittelt werden.

Bei der fast unabsehbaren Zahl möglicher Kombinationen von Zahl, Abstand, Staffelung, Schränkung, Seitenverhältnis, Größe und Profil der einzelnen Flügel war es praktisch nicht möglich, systematisch alles durchzumessen. Sich für irgendeine Auswahl zu entscheiden, war anderseits auch nicht möglich, weil zum voraus nicht übersehen werden konnte, wo etwas zu holen war. Daher mußte darauf verzichtet werden, auf experimentellem Weg diese Zusammenhänge allgemein zu klären. Die experimentelle Forschung mußte sich darauf beschränken, für den Fall einer besonderen Neukonstruktion, nachdem der Aufbau in der Hauptsache gefunden und die durch anderweitige Überlegungen nicht entscheidbaren Punkte in Gestalt einiger weniger Modelle zur Diskussion gestellt waren, durch deren Messung die Entscheidung zu erleichtern und Unterlagen für die genaue Durchrechnung zu liefern.

Diese Aufgabe allgemein zu bezwingen, d. h. System in die Fülle von Fragen zu bringen und sie der Reihe nach zu beantworten, konnte ihrer ganzen Art nach nur durch die theoretische Forschung erfolgreich gelingen. Womit natürlich nicht gesagt werden soll, daß dabei das Experiment nicht mit beteiligt gewesen wäre. Es war unbedingt notwendig zur Kontrolle. Und nachdem durch die Theorie erst einmal einzelne Fragen als besonders wichtig erkannt und aus dem großen Komplex herausgeschält worden waren, kam die experimentelle Forschung voll zu ihrem Recht.

Die Grundlage für die theoretische Behandlung dieser Fragen war durch die Zirkulationstheorie gegeben. Von ihr ausgehend, ließen sich für die erwähnten Zusammenhänge verhältnismäßig sehr einfache Näherungsformeln ableiten, die die rechnerische Ermittlung der aerodynamischen Eigenschaften eines Flügelsystems aus den Polarkurven der einzelnen Flügel und aus den Konstruktionsmassen ermöglichten, ohne mehr Zeit zu erfordern, als der Konstrukteur dafür verwenden darf.

Allgemeine Richtlinien für den Aufbau und die Gestaltung des mehrflügeligen Tragwerkes können bei der Vielfältigkeit der Zusammenhänge bisher durch die Theorie nicht gegeben werden. (Der theoretische Vorschlag, durch vertikale Wände an den Flügelenden das System zu einem Rohr zu schließen, ist nicht befolgt worden.)

Infolgedessen ist eine Wirkung dieses Zweiges der Forschung nach außenhin kaum wahrzunehmen. Man sah zu manchen Zeiten Ein-, Zwei-, Drei- und Vierdecker mit allen möglichen Staffelungen, Größenverhältnissen der Flächen, Flügelabständen, Schränkungen, Seitenverhältnissen usw. wild durcheinander.

Das ist natürlich nicht allein dem Mangel an wissenschaftlicher Führung der Konstruktion zuzuschreiben. Äußere Bedingungen haben eine große Rolle dabei gespielt. Neben militärischen Forderungen, nicht zuletzt die Mode. Die Provinz war dabei, wie es sich gehörte, immer stolz auf die Mode von gestern. Daher das Nebeneinander verschiedener Formen.

Diese Moden haben viel Geld und umsonst geleistete Arbeit gekostet. Leider sind einige unserer Moden nicht einmal deutsche gewesen.

Wir haben eine B. E.-, eine Nieuport-, eine Dreidecker-Mode importiert. Erst die „verspannungslose" und die Leichtmetallmode waren rein deutschen Ursprungs.

Manches Gute ist natürlich auch geblieben, so z. B. die dicke Höhenflosse des englischen B. E.-Flugzeuges.

Für mehrflüglige Tragwerke lagen, für die Druckverteilung über die Flügel, Messungen nicht mehr vor. Die für die statische Berechnung notwendige Kenntnis der Lastverteilung konnte erst nach dem Ausbau der Theorie auf rechnerischem Weg ermittelt werden. Ihre Niederlegung in den behördlichen Bauvorschriften hat den statischen Aufbau nicht unwesentlich beeinflußt.

6. Flossen und Ruder.

Für die experimentelle Untersuchung der Leitwerkflächen lagen ähnliche Schwierigkeiten vor wie für die der Flügelsysteme. Der Grundriß der Flossen und Ruder war durch die Notwendigkeit ihrer baulichen Verbindung mit dem Rumpf mitbedingt. Da keine wissenschaftlichen Gründe für die Bevorzugung einer Form sprachen, konnten lange Zeit alle möglichen Grundrisse nebeneinander bestehen. Die erste wissenschaftliche Richtlinie für die Gestaltung der Leitwerke wurde durch das englische B. E.-Flugzeug gegeben, dessen Höhenflosse der Einsicht Ausdruck gab, daß die Leitwerkflächen nicht Dämpfungsflächen, sondern Tragflächen sind. Nachdem dadurch die Grundrißform im wesentlichen als Rechteck vom größten konstruktiv zulässigen Seitenverhältnis gegeben war, konnte die experimentelle Untersuchung der übrigen Bestimmungsgrößen einsetzen.

Als neuer Freiheitsgrad kam das Verhältnis der Ruder- zur Flossentiefe hinzu.

Es zeigte sich, daß der Forderung der Statik, die Tiefe der Ruder möglichst zu beschränken, ohne Schaden für die Steuerwirkung sehr weit nachgegeben werden durfte.

Die schmalen (hier im Sinn von wenig tief gebraucht) Ruder, die allmählich aufkamen, sind ein entschiedener Fortschritt.

Ohne direkte Beeinflussung durch die Wissenschaft, mehr aus den Erfahrungen der Flugpraxis heraus, sind allmählich die Querruder vergrößert worden (doppelte Querruder).

Für die statische Berechnung der Leitwerke war die Kenntnis sowohl der Größe wie der Verteilung der Belastung notwendig.

Die Größe der Belastung mußte sich aus den allgemeinen Bewegungsgleichungen ergeben, deren rechnerische Lösung zunächst nicht möglich war. Man begnügte sich mit ziemlich rohen Näherungen und mußte dann die Unsicherheit der Annahmen in den Bauvorschriften durch sehr große Sicherheitszuschläge berücksichtigen.

Da für das Maß der Stabilität aber keine Vorschriften bestanden, war die Züchtung zu kleiner Leitwerke die Folge.

Die Lastverteilung konnte in Versuchsflügen befriedigend festgestellt werden.

7. Die Luftschraube.

Für Luftschrauben lag zuverlässiges Versuchsmaterial nur in sehr beschränktem Maße vor.

Die Ergebnisse der sehr systematisch und in großem Umfang durchgeführten Versuche an Schiffsschrauben konnten nicht wohl auf die Flugzeugschrauben übertragen werden. Nicht etwa weil das Ähnlichkeitsgesetz nicht bekannt gewesen wäre, sondern weil die sehr viel kleineren Drehzahlen der Schiffsschrauben und die Notwendigkeit, die Bildung von Dampfräumen (Cavitation) zu verhindern, eine wesentlich andere Form der Schiffsschraube bedingt hatte, als sie für Luftschrauben in Frage kam.

Die Theorie hatte infolgedessen verhältnismäßig großen Einfluß auf die Entwicklung guter Propellerformen.

Die Ausbildung der Luftschrauben geschah im allgemeinen durch Spezialisten, darum brauchte sich der Flugzeugkonstrukteur nicht zu kümmern. Seine Aufgabe war es vielmehr, den für sein Flugzeug bestgeeigneten Propeller richtig zu bestellen.

Dazu brauchte er Umrechnungsregeln, um von den Eigenschaften einer durchgemessenen Schraube auf diejenigen einer ähnlichen, aber in irgendeiner, in seinem besonderen Fall wichtigen (Durchmesser, Steigung) Beziehung abweichenden Schraube schließen zu können.

Da der Natur der Sache nach eine große Zahl von Veränderlichen (Zugkraft, Drehmoment, Drehzahl, Blattform, Durchmesser, Steigung, Geschwindigkeit) in diesen Übertragungsregeln miteinander verknüpft sein mußten, war die Vorbedingung für ihre praktische Brauchbarkeit eine klare übersichtliche Darstellung.

(Fortsetzung folgt.)

Buchbesprechung.

Maurice Percheron, Les Aéroplanes de 1916 à 1920 (Les Aéroplanes de la Guerre), Paris 1920. E. Chiron Ed., Librairie Aéronautique. 4⁰. 186 S. mit zahlreichen Lichtbildern, Skizzen und Zeichnungen. Preis geheftet Fr. 15.

Das gut ausgestattete Buch ist nach Angabe des Verfassers, eines im Seeflugzeugbau der Firma Donnet tätigen Ingenieurs, bereits während des Krieges abgefaßt und bald nach Eintritt des Waffenstillstandes abgeschlossen worden. Daraus erklärt sich die teilweise recht lückenhafte Wiedergabe der Kriegsflugzeug-Beschreibungen. Die Zahlenangaben sind genau so unübersichtlich in den beschreibenden Text eingefügt, wie dies leider auch bei den besseren deutschen Büchern dieser Art der Fall zu sein pflegt. Es muß aber anerkannt werden, daß dem Verfasser erheblichere Fehler bei der Wiedergabe des recht umfangreichen Stoffes nicht unterlaufen sind.

Bei der Besprechung der deutschen Kriegsflugzeuge, die den Schlußteil des Buches bilden und gegenüber den amerikanischen »Eintagsfliegen« recht kümmerlich weggekommen sind, haben sich freilich einige Irrtümer eingeschlichen. Wenn der Verfasser einigen Firmen, wie z. B. der A. E. G., die Reihenherstellung von »Tauben« in der Zeit vor dem Kriege unterschiebt, so läßt sich dies noch mit der Verwendung des Ausdruckes »Taube« französischerseits als unterschiedslose Bezeichnung für jegliches deutsche Flugzeug der ersten Kriegszeit rechtfertigen. Wenn er aber die Konstruktion der Staakener Riesenflugzeuge dem Flugzeugbau Friedrichshafen zuschreibt oder das bekannte Brandenburg CC-Flugboot mit Kreuzverstielung, das von den österreichischen Marinefliegern so erfolgreich geflogen worden ist, als Konstruktion der AGO-Flugzeugwerke ausgibt, so muß das den Wert des Buches ganz erheblich herabsetzen. Die deutsche Typenbezeichnung ist dem Verfasser offenbar ganz unbekannt, obgleich sie bereits Anfang 1917 in Frankreich veröffentlicht worden ist[1]). In den Zeitangaben über eine Reihe von Bauarten zeigen sich Unrichtigkeiten; so ist z. B. der bekannte (ältere) Fokker-Eindecker nicht erst 1916 gebaut worden, sondern bereits Mitte 1915 an der Front gewesen. Lobend hervorgehoben werden die Rumpler C-Flugzeuge sowie der Rol C II, der Walfisch, über den jedoch keine näheren Angaben gemacht werden. Von wichtigeren deutschen Kriegsflugzeugen, die auch in der ausländischen Presse bereits vor Kriegsende bekannt geworden sind, vermissen wir z. B. die Hannoveraner Flugzeuge, die Friedrichshafen-Seeflugzeuge, Junk J I, die DFW-Flugzeuge, die Jagdeinsitzer von Siemens-Schuckert, Fok E V, ferner die Flugzeuge der Pfalzwerke, Sablatnig, Linke-Hofmann und der österreichischen W. K. F. Deutsche Panzerflugzeuge sind überhaupt nicht erwähnt. Aber auch bei den ausländischen Flugzeugen zeigen sich bemerkenswerte Lücken. So fehlen an wesentlicheren Flugzeugbauarten beispielsweise: B. A. T. Boulton & Paul, Fairey, Blackburn, Hanriot-Dupont, Latham, Potez, Borel, Gourdou-Leseurre, Wibault, Lioré-Olivier, Astra, Clément-Bayard, Bossi, Loening u. a. m. Das Buch sollte sich von vornherein lediglich auf bewährtere Flugzeuge von allgemeinem Interesse beschränken, erwähnt aber vielfach bedeutungslose Sonderkonstruktionen, besonders amerikanische, während bekannte Flugzeuge, wie die oben erwähnten, und wichtige Versuchsmaschinen, wie z. B. der Jagdeindecker von Bréguet, Muster L. E. usw., unerwähnt bleiben. Die gemachten Zahlenangaben und Einzelbeschreibungen sind im allgemeinen zutreffend, jedoch vielfach lückenhaft.

Ein Teil der Zeichnungen und Skizzen, mit denen das Werk reichhaltig ausgestattet ist, entstammt deutschen Zeitschriften, so ist z. B. Skizze und Zeichnung vom Nieuport-Eineinhalbdecker (auf S. 24) dem Jahrgang 1916 der vorliegenden Zeitschrift entnommen, anderes stammt aus veröffentlichten deutschen Baubeschreibungen oder dem »Flugsport« usw. Jedenfalls sind bei der Herausgabe des Werkes auch die deutschen Fachzeitschriften weitgehend berücksichtigt worden.

Das Werk soll von jetzt ab wieder alljährlich erscheinen. Man darf daher mit Recht auf die folgenden Bände gespannt sein.

Weyl.

[1]) Aérophile vom Febr. 1917.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein amerikanisches Luftderby quer durch den amerikanischen Kontinent wird von der amerikanischen Luftliga im Juni oder Juli d. J. veranstaltet werden. Die Preise betragen etwa 100000 Dollar. Der Wettbewerb ist international; teilnehmen können alle Flugzeugführer, die im Besitze von Patenten solcher Vereinigungen sind, die der F. A. I. angehören. (»L'Aéronautique«, I. 20.) **21/10. 31.**

Der Pulitzer-Wettbewerb 1921 wird am 5. September d. J. in Detroit (Vereinigte Staaten von Amerika) ausgetragen werden. Der Aviation Country Club von Detroit hat einen Zusatzpreis von 10000 Doll. in Gold, welcher unter die teilnehmenden Flieger verteilt werden soll, gestiftet. (»Flight«, 3. 2. 1921.) **21/11. 7.**

Die Beteiligung am Monaco-Wettbewerb (21/9. 8.) wird im Vergleich zum Vorjahr stark sein. Bis zum Nennungsschluß am 28. 2. hatten sich 10 Wasserflugzeuge gemeldet, darunter die Firmen Bréguet, Caudron, Farman, Georges Lewis, Nieuport, Savoia und Spad, die sich bestimmt am Schnelligkeits-, Dauer- und Geschicklichkeitswettbewerb beteiligen werden. (»l'Auto-Paris«, 7. 3. 21.) Hu. **21/11. 28.**

Ein Flugwettbewerb bei Christiana fand am 6. 3. in einem Dreiecksflug von 85 km seinen Austrag. Keinem der 8 Bewerber gelang es, die geforderten 9 Flugstunden durchzuhalten. Der Norweger Bestmann schied nach 6 Stunden infolge Motordefektes aus, von den weiteren aussichtsreichen Bewerbern stürzte Lt. Normann in Bygdoe ab, Kapitän Hillisen kam mit einer unsanften Landung davon. (»l'Auto-Paris«, 6. 3. 21.) Hu. **21/11.25.**

Weltluftverkehr.

Fahrplan Key West—Havanna.

12 mittags 4.30 nachm.	ab Key West ↑	an	1.15 nachm. 5.45 »
1.15 » 5.45 »	↓ an Havanna	ab	12 mittags 4.30 nachm.

Der Fahrpreis beträgt 75 Dollar für die einfache Fahrt. 30 Pfund Gepäck sind frei. (»Aviation«, 24. 1. 21.) **21/10. 4.**

Die Einstellung der letzten englischen England—Kontinent-Luftverkehrslinie, die bislang noch von Handley-Page betrieben wurde, ist jetzt erfolgt, weil die englische Gesellschaft mit den Fahrpreisen der französischen Linien nicht zu konkurrieren vermochte (21/10. 11); statt dessen wird eine neue französische Gesellschaft eine weitere Frankreich-England-Linie einrichten. (»The Evening Standard«, 2. 3. 1921, Le Journal, 26. 2. 1921, Democrate, 1. 3. 1921.) **21/10. 7.**

Die internationale Konferenz der Lufttransportgesellschaften, die zurzeit in Brüssel tagt, hat folgende Entschließungen angenommen:

1. Herabsetzung der Tarife, hauptsächlich der Personenfahrpreise, um vorteilhaft mit den Höchstfahrpreisen im internationalen Eisenbahnverkehr konkurrieren zu können,
2. Am 14. 4. d. J. Eröffnung einer Luftverkehrslinie Paris—Brüssel und Amsterdam mit Anschluß nach Kopenhagen über Bremen—Hamburg,
3. Einrichtung einer Zwischenlandung in Ostende, während der Badesaison, im London—Brüssel Luftverkehr. (»Times«, 1. 3. 21.) **21/11. 3.**

Die Verlängerung der Luftverkehrslinie Paris—Brüssel bis Amsterdam wird ab 14. 4. vorgenommen werden. Wahrscheinlich wird sie späterhin über Bremen und Hamburg bis Kopenhagen weitergeführt werden. Täglich Abflug in le Bourget, Zwischenlandung in Antwerpen. (»l'Auto-Paris«, 2. 3. 21.) Hu. **21/11. 4.**

Der Passagierpreis für die Luftstrecke Paris—Brüssel wird sich in Kürze auf 150 Frs., für die Strecke London—Brüssel auf 175 Frs. stellen, d. h. 50 Ctms. pro km und somit nur um ein geringes höher als der Preis für einen Eisenbahn-Kilometer. (»l'Auto-Paris«, 3. 3. 21.) Hu. **21/11. 5.**

Einen Luftverkehr London—Paris mit Wasserlandflugzeugen (Amphibien) beabsichtigen englische Luftverkehrsgesellschaften angesichts des Entschlusses der französischen Firmen, die Beförderungstarife auf dieser Luftverkehrslinie um 50 vH herabzusetzen. (»l'Auto-Paris«, 25. 2. 21.) Hu. **21/11. 12.**

Deutschland.

Die Luftpost Berlin—Augsburg mit Zwischenlandungen in Leipzig Nürnberg, München, die bisher vorübergehend (vom 5.—14. 3. 31) für die Zeit der Leipziger Messe eingerichtet wurde, wird weiter fortgeführt. Unternehmer: Bayerische Rumplerwerke, Augsburg. Fahrplan siehe 21/8. 2. **21/12. 2.**

Amerika.

Luftpost San Franzisko—New York in 33 Stunden ist seitens der amerikanischen Postverwaltung durch geschickte Anordnung eines Flugzeug-Stafettendienstes möglich geworden.

Bisher dauerte die Postbeförderung mittels des kombinierten Eisenbahn- und Flugzeug-Stafettendienstes, bei welchem die Beförderung am Tage durch Flugzeuge, des nachts durch Eisenbahn erfolgt (21/9. 40), 72 Stunden.

Die Beförderung mit der Eisenbahn allein erfordert 4 ½ Tage. (»Times«, 25. 2. 21.) **21/10. 30.**

Die Ausdehnung des Luftfahrt-FT-Verkehrs in den Vereinigten Staaten vom 1. 7. — 30. 9. v. J. geht aus nachstehenden Angaben hervor:

		(Anzahl)
Landeplätze und Brennstoffstationen (ständige oder vorübergehende) mit FT-Einrichtungen		40
Luftfahrzeuge mit FT-Ausrüstung		101
Wöchentliche FT-Meldungen	rund	150
Wöchentliche Flugstunden der FT-Luftfahrzeuge	rund	403
Entfernungen, über welche FT-Meldungen erstattet wurden = 1 bis 200 Meilen		1—320 km

Ferner wurde FT von Luftfahrzeugen angewendet im Dienste der Waldüberwachung, Küstenvermessung, zu militärischen Übungen im Felddienst sowie bei Schießübungen der Artillerie. (»Aerial Age«, 17. 1. 21.) **21/11. 30.**

Argentinien.

Die Probefahrt des halbstarren Luftschiffs El Plata, das auf dem bei Buenos Aires gelegenen Flugplatz Rivadavia stationiert ist, ging Anfang Januar vor Vertretern der Behörden, der Presse und einem zahlreichen Publikum vor sich. Das Luftfahrzeug bewegte sich trotz heftigen Windes in 250—400 m Höhe mehrere Kilometer weit nach Belgrano und Nuñez, überflog den Rio de la Plata und kehrte nach anderthalbstündiger Fahrt zum Flugplatz zurück. Die Fahrt, die den Eindruck absoluter Sicherheit und Manövrierfähigkeit des Luftschiffes hervorrief, wird in der argentinischen Presse mit beredten Worten gepriesen. (»La Nacion, Buenos Aires«, 7. 1. 1921.) **21/10. 38.**

Tätigkeit der französischen Luftfahrtmission in Argentinien. Die Mission, die hier Probeflüge und Fahrten mit Gleitbooten mit Luftschraubenantrieb veranstaltet, beförderte in der Zeit vom 4. bis 28. November v. J.

mit Flugzeugen 350 Fahrgäste,
» Gleitbooten 450 » .

In Buenos Aires wurde unter dem Namen »Compagnie Franco-Argentine« eine Luftverkehrsgesellschaft mit einem Kapital von 4500000 Frs. gegründet. (»L'Aeronautique«, Febr. 21.) **21/11 32.**

Der argentinische Luftverkehr hat sich seit Waffenstillstand unter dem Einfluß englischer, italienischer und französischer Militär- und Zivilflieger und Gesellschaften rasch entwickelt. Zuerst widmete sich eine italienische Flugmission mit 20 Flugzeugen und 50 Fliegern 6 Monate lang der Vorführung, Instruktion und Propaganda. Ihr



folgte eine französische Militär- und Handelsmission mit 4 Spad-Nieuport-Seeflugzeugen und Farman-Übungsmaschinen, die eine französisch-argentinische Flugzeughandels- und Verkehrs-Gesellschaft gründete und vorübergehend auch einen Luftverkehr Buenos Aires—Montevideo einrichtete. Später wurde eine englisch-argentinische Flugzeuggesellschaft in Buenos Aires gegründet. Eine weitere englische Gesellschaft beabsichtigt einen Luftverkehr zwischen Brasilien, Uruguay und Argentinien. Ferner ist eine nordamerikanische Flugzeug-Gesellschaft in Buenos Aires vertreten. Auch ein deutscher Flieger mit einem Pfalzzweidecker hat sich ausgezeichnet.

Die »Liga Patriotica Argentina« hat zur Hebung der nationalen Fliegerei englische Apparate erworben und beabsichtigt einen Luftverkehr Buenos Aires—Rio de Janeiro und Bahia Blanca—Patagonische Küste. Hauptflugplatz Argentiniens ist der der Militär-Flugschule gehörende Platz El Palomar mit 15 Flugzeugwerkstätten zur Fabrikation, Zeichensälen, einer F. T.-Station und Betriebsstoffdepot. Um den Platz herum haben die ausländischen Gesellschaften gleichfalls Plätze errichtet, z. B. die Engländer bei Hurlingham (20/7. 33). Eine Marineflugschule soll bei Punta Chica errichtet werden; hierfür ist im Etat der Ankauf von zunächst 20 Wasserflugzeugen vorgesehen (10 für Schulzwecke, 5 Kampfflugzeuge und 5 Bombenwerfer). Die Ausdehnung des Landes ist der Entwicklung des Luftverkehrs sehr günstig. (»Auto-Markt«, Pößneck, 28. 2. 1921.) **21/11. 33.**

Belgien.

Schwierigkeiten im Kongo-Luftdienst erwachsen durch Mangel an Notlandungsplätzen und Isoliertheit der überflogenen Landstrecken. In der Wildnis infolge Motorschäden notlandende Flugzeuge sind unter Umständen wochenlang unbrauchbar. Man wird daher die Landung stets auf 2 Flugzeuge verteilen und beide gemeinschaftlich starten lassen, damit sie einander in Notfällen durch Benachrichtigung der nächsten Station Hilfe bringen können. Ferner wird die Einrichtung eines drahtlosen Fernsprechsystems erwogen; allerdings macht sich hier der Mangel an weißem Bedienungspersonal fühlbar. Auch atmosphärische, infolge der Tropenhitze verursachte Störungen sollen auf den drahtlosen Verkehr schädigend einwirken. (»Times«, 25. 2. 21.) **21/10. 26.**

Chile.

Die Einrichtung einer Fliegerschule in Valparaiso (Chile) wird z. Zt. vorgenommen. Mit Regierungshilfe wurde von einem Ausschuß der erforderliche Geldbetrag von 565000 Doll. aufgebracht und die Erwerbung eines 1250000 m² großen Landstückes zur Herrichtung eines Übungsflugplatzes sichergestellt. (»Aerial Age«, 7. 2. 21.) **21/11. 34.**

England.

Die Ernennung eines selbständigen Luftministers soll nach einer Entscheidung der englischen Regierung nunmehr erfolgen. Die Personalunion, die Churchill bisher mit dem Kriegs-, dem Luft- und dem Kolonialministerium verband, soll beseitigt werden. Angeblich ist der General Seely, der seinerzeit unter Churchill bereits Unterstaatssekretär für das Luftfahrwesen war, aber im November 1919 demissionierte, als Luftminister in Aussicht genommen. (»Daily Mail«, 16. 2. 21,) **21/10. 10.**

Das englische Luftfahrtbudget wurde am 26. 2. im Unterhaus durchgesprochen. Es beläuft sich für das Etatsjahr 1921/22 auf 19333400 Pfd. Sterl. Nach Abstrichen an den für das Militärflugwesen vorgesehenen Ausgaben bleibt eine Gesamtsumme von 16940000 Pfd. Sterl. gegenüber 14998238 Pfd. Sterl. im Etatsjahr 1920/21. Die Erhöhung kommt durch Neuaufstellung von fünf Geschwadern. (»l'Auto-Paris«, 28. 2. 21.) Hu. **21/11. 8.**

Passagierpreis nach Gewicht des Reisenden. Die Herabsetzung der Beförderungstarife für die Strecke London—Paris hat die englischen Gesellschaften u. a. auch dazu geführt, eine Festsetzung des Beförderungspreises nach dem Gewicht der Reisenden und nicht wie bisher nach »Einheiten« ins Auge zu fassen. Bei den französischen Luftverkehrsgesellschaften wird diese Idee lebhaft kritisiert. Messageries Aériennes nennt dies »ein großes Unrecht am Reisenden, ihn wie ein Gepäckstück zu behandeln«. Transaérienne sagt, daß sich die Idee theoretisch nicht ganz von der Hand weisen läßt. Aber die englischen Gesellschaften, die vom Staat subventioniert werden wollen, benutzen es höchstwahrscheinlich nur als Mittel, den Widerstand der Regierung zu brechen. Latécoère weist darauf hin, daß die Luftfahrt doch das größte Interesse daran habe, sich den andern Beförderungsmitteln, Eisenbahn, Kraftwagen oder Schiff, anzupassen. »Es ist übrigens wahrscheinlich, daß, falls der Versuch wirklich gemacht werden sollte, sein schlechtes Ergebnis uns sicher nicht dazu verleiten wird, es ebenfalls zu probieren.« (»l'Auto-Paris«, 8. 3. 21.) Hu. **21/11. 13.**

Frankreich.

Die Entwicklung der französischen Luftfahrt im Jahre 1920 geht aus folgenden, vom französischen Unterstaatssekretär für das Luftfahrwesen bekanntgegebenen Zahlen über den Luftverkehr Paris—London—Brüssel, Bayonne—Bilbao, Toulouse—Casablanca und Paris—Cabourg hervor:

	1919	1920
Anzahl der Luftverkehrsfahrten	4473	4428
Zurückgelegte Kilometer . etwa	535000	1590000
Beförderte Fahrgäste	729	6697
Fracht in Kilo . . . . etwa	14400	125200
Post in Kilo . . . . . »	475	6160
Tödliche Unfälle	5	
Andere Unfälle	14	

(»Times«, 28. 2. 1921, »Neue Zürcher Zeitung«, 1. 3. 1921, »Gazette de Lausanne« und »La Tribune« vom 28. 2. 1921.) **21/10. 19.**

Die Errichtung eines Lufthafens Nancy—Vendeuve in einer Ausdehnung von 100 h wird in Kürze erfolgen. Er ist für die große Linie Paris—Straßburg—Prag—Warschau und als Ausgangsflugplatz für die zukünftigen Strecken: Nancy—Straßburg, Nancy—Metz, Nancy—Lille, Nancy—Orleans und Nancy—Dijon—Bordeaux besonders wichtig. (»l'Auto-Paris«, 3. 3. 21.) Hu. **21/11. 19.**

Die Eröffnung des Luftverkehrs Marseille—Nizza (mit Wasserflugzeugen) ist am 1. 3. durch Lt. Burth mit zwei Fluggästen offiziell erfolgt. (»l'Auto-Paris«, 2. 3. 21.) Hu. **21/11. 20.**

Eine Eilbotenbestellung der Luftpostsendungen (21/6. 1) ist auch in Frankreich nicht ohne weiteres mit dem Luftpostzuschlag verbunden. Ein Brief bis 20 g Gewicht kostet:

bei einfacher Beförderung innerhalb Frankreichs .	0,25 Frs.
Zuschlag für Luftpost	0,75 »
	1,00 Frs.
Eilbotenzuschlag	1,00 »
	zus. 2,00 Frs.

(»La Vigie Marocaine«, 12. 2. 21.) **22/11. 21.**

Norwegen.

Die Liquidation der norwegischen privaten Luftverkehrsgesellschaften ist infolge der Weigerung der Regierung, sie zu subventionieren, erfolgt. Lediglich der Militär- und Marineflugdienst bestehen weiter. (»l'Auto-Paris«, 5. 3. 21.) Hu. **21/11. 24.**

Spanien.

Die offiziellen spanischen Luftrekorde sind bisher folgende:

Freiballone:

1. Dauerfahrt ohne Zwischenlandung: 28 Std. 30 Min. (27. 10. 05 Kindelan.)

2. Entfernungsfahrt ohne Zwischenlandung: 500 km. (27. 10. 05 Kindelan.)

3. Höhenfahrt: 6000 m. (18. 5. 08 Herera.)

Flugzeuge mit Motoren.

1. Dauerfahrt ohne Zwischenlandung: 8 Std. 20 Min. (13. 3. 14 Suwelack.)

2. Entfernungsfahrt ohne Zwischenlandung: 550 km. (18. 10. 19 Morenas,)

3. Höhenfahrt: 5750 m. 19. 8. 19 Romanet, R. ist Franzose, vgl. daher den Höhenrekord des »Spaniers« Gonsalez, 21/7. 25. D. Ber.) (»La Presse«, 16. 2. 21.) **21/10. 25.**

Südafrika.

Die Luftfahrt in der Südafrikanischen Union verspricht für die Zukunft gute Aussichten. Bisher machte sich der Einfuhrzoll von 17 vH hindernd bemerkbar; jetzt sind Änderungen getroffen worden. Vorbereitungsarbeiten wurden mit gutem Erfolge durchgeführt. Bemerkenswert ist, daß überhaupt kein Flugunfall vorkam. Es wurde ein Zivilluftamt eingerichtet, dem folgende Aufgaben zufallen:

a) Gesetzgebung und Erlaß von Vorschriften,

b) Entwicklung der Luftfahrt in Südafrika,

c) Ausarbeitung von Plänen von Luftpost- und Passagierlinien in der Union und in den benachbarten Gebieten. (»Aerial Age«, 24. 1. 21.) **21/11. 35.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Fesselballone. Verwendung von Fesselballonen zum Aufsuchen von Fischschwärmen ist einfach und aussichtsreich. Ein Ballon, der vom Dampfer aufgelassen 600 m Höhe erreicht, würde 500 Pfund kosten, 400 m³ Wasserstoffgas benötigen und 19 m lang sein. Bedienung durch wenige Mann. Größere Ballone für Wetterbeobachtungen, Flußüberwachung, als Richtzeichen im Luftverkehr und zu Reklamezwecken. — P. H. Sumner, Aeronautics, Bd. 20, 3. Febr. 1920, S. 78 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **21/11. 37.**

Flugzeugbau. Einige Aufgaben für die Forschung in der Luftfahrt. Die Hälfte aller Notlandungen seit Waffenstillstand sind auf Motorversager, davon 80 vH auf Versagen der Zubehörteile zurückzuführen. Durch Ausnutzen der Windrichtung und -stärke in verschiedenen Höhen können auf der Strecke Berlin—London in einem Falle 2 Flugstunden gespart werden. Höhenmotoren, starke Verdichtung, Verstellschrauben sind nützlich. Zu Farnborough wurde eine Einrichtung zum Landen im Nebel erprobt; ein Hebel, um die Fahrgestellachse drehbar und mit dem Steuerknüppel verbunden, stellt beim Berühren des Bodens das Höhenruder auf Ausschweben. Führer hat alsdann zu drosseln. — N. R. M. Brooke-Popham, Aeronautics, Bd. 20, 3. Febr. 1920, S. 80/81 (3 Sp., o. Abb.). Hn., E. **21/11. 38.**

Flugzeugbau. Feuersicherheit im Luftverkehr. — Heinz Joachim, Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 16. Febr. 1921, S. 71/72 (4 Sp., o. Abb.). W. **21/11. 40.**

Flugzeugberechnung. Der Handley Page-Tragflügel. Auftrieb quadratischer Tragflügel ist bei großen Anstellwinkeln größer, als der Auftrieb rechteckiger, die Strömung schlägt später um. Versuche der englischen Physikalischen Reichsanstalt an Tragflügel mit Klappe an der Vorderkante zeigen, daß der größte Auftriebsbeiwert von 1,4 auf 1,62 steigt, wenn der Schlitz offen ist. Beste Gleitzahl bei geschlossenem Schlitz und 0,7 Auftriebsbeiwert für 4° Anstellwinkel 1/16,5, fällt durch Öffnen des Schlitzes auf 1/11,0 bei größerem Auftriebsbeiwert und Anstellwinkel. Durch verbesserte Form des Vorderteiles sinkt der Auftriebsbeiwert für niedrige Anstellwinkel nur wenig, steigt bei großen jedoch um 50 vH.

Weitere Schlitze erhöhen den Auftrieb, bis bei 45° Anstellung und 6 Schlitzen der Beiwert 3,92 erreicht wird. Bei 7 Spalten fällt er wieder. Dabei steigt die Gleitzahl von 1/11,7 (ohne Schlitze) auf 1/8,3 (drei Schlitze) und 1/5,5 (sieben Schlitze). Bei Doppeldeckern wuchs der Auftrieb mit einem Schlitz um 40 vH. Doppeldeckerrechnung aus dem Eindecker ist auch am Handley Page-Flügel richtig.

Druckpunkt geht beim Öffnen der Schlitze weit nach hinten. Die Größenverhältnisse (Kennwerte) beeinflussen Auftrieb und Widerstand, nicht die Druckpunktlage, die mit geschlossenem Schlitz bei 8° der mit einem offenen bei 22° entspricht. (Bei welchem Profil? D. Ber.) Verdreht man die Profilhinterkante wie ein Querruder (vgl. 20/07. 16, 852. Bericht), so erhält man mit einem Schlitz und 18° Verdrehwinkel den größten Auftriebsbeiwert 1,90. Bei größerem Winkel wird die Strömung unstabil, der Auftrieb kleiner. Der Widerstand eines Flügels mit geschlossener Klappe ist wegen des Vorsprunges auf der Saugseite größer als der eines ähnlichen normalen Profiles.

Zur Erhöhung des Auftriebes trägt am meisten die Saugseite bei. Bis zu 18° steigt Unterdruck an der Vorderkante stark, um sich allmählich auf die ganze Flügeltiefe zu verteilen. Winkel des Hilfstragflügels muß klein sein, damit der Auftrieb und der Anstellwinkel, bei dem das Umschlagen der Strömung eintritt, groß werden.

Bei hoher Geschwindigkeit ist am Flugzeug die Gleitzahl 1/15 erreichbar. Bei 70 vH Schraubenwirkungsgrad könnte man mit 16,5 kg/PS 180 km/h erzielen. Versuche an einem D.H. 9 stimmen mit Windkanalmessungen gut überein. Bauliche Ausführung der beweglichen Klappen nicht allzu schwierig, wenig Mehrgewicht. — F. Handley Page, Engineering, Bd. 111, 4. März 1920, S. 274/276 (9 Sp., 21 Abb., Darstellung der Form und Versuchsergebnisse von 12 Profilanordnungen und der Druckverteilung bei 9 verschiedenen Anstellwinkeln). Hn. **21/11. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Borel-Flugzeuge 1920. Der Borel-Jagdein- und -zweisitzer (ZFM 1920, S. 214/215), zweistieliger verspannter Doppeldecker mit kurzem Rumpf, einstellbarer Höhenflosse, langen, schmalen, nicht entlasteten Querrudern im Unterflügel. Lamblin-Kühler (vgl. 21/5. 53). Nabenhaube.

Motor, Hispano-Suiza	300 PS
Tragfläche	33 m²

Der Borel-Renndoppeldecker für das vorjährige Gordon-Bennett-Rennen (vgl. 20/06. 06) hat 2° V-Form im Oberflügel.

Spannweite in beiden Flügeln	7,10 m
Tiefe in beiden Flügeln	0,90 m
Tragfläche	13 m²

Konstrukteur Paul Boccaccio. Gegenwärtig Entwurf eines Jagdzweisitzers in Metallbauweise mit Kreiselvorverdichter. — L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 291 (1 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/11. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Das Hanriot-HD 12-Schiffsflugzeug für die Marine ist ein einstieliger, verspannter Doppeldecker mit Landfahrgestell und Umlaufmotor. Holzbauart. Ähnelt dem HD 1. Startet mit weniger als 6 m Anlauf vom Deckaufbau eines Kriegsschiff-Panzerturms; Startstellung: Schwanz aufgebockt, Seilfesselung, durch Ausklinken freigegeben. Anbringung mit Luft aufblasbarer Hilfsschwimmer wie bei HD 3 ist beabsichtigt.

Motor: Le Rhône, 170 PS.

Ferner Bau eines neuen Jagdflugzeuges aus Duralumin. Duralumin für den Flugzeugbau sehr bedeutsam. Einheitsprofile des Metalles zum Vermeiden von Kaltbearbeitung. Sonderverspannung mit gut sichtbaren Beschlag- und Verbindungsteilen zwecks besserer Kontrolle. Große Flügeldicke. Rippen als Gitterträger ausgebildet. Dickes Profil sehr vorteilhaft, beschränkt Abmessungen und Gewicht, daher robuster Motor verwendbar. Kreiselvorverdichter nach Rateau. Modellmessung und Bruchversuche des neuen Flugzeuges sehr ermutigend. (Nähere Beschreibung fehlt. D. Ber.) — L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 292/293 (4 Sp., 1 Lichtb., 5 Beschlagteilskizzen). W. **21/11. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Das L.F.G.-(Roland-) Schiffsflugzeug, kleiner, leicht zerlegbarer See-Eindecker mit verspannungslosem, verstrebtem Flügel und zwei Schwimmern, sowie Umlaufmotor (U-Boots-Flugzeug mit 110 Le-Rhône-Oberursel. D. Ber.). Wahrscheinlich Aufklärungsflugzeug für kleine Hilfskreuzer. V-Stellung der Flügel, darauf der Rumpf. Motor in runder, nach vorn offener Haube mit Ölabführung, Insasse unmittelbar dahinter. Einsitzer. Keine Stützschwimmer. Keine Rumpfverschalung hinter dem Sitz. Nicht mehr an die Front gekommen. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Febr. 1921 (½ Sp., 1 Lichtb., ohne Zahlang.). W. **21/11. 44.**

Flugzeugbeschreibung. Der Jacuzzi-Verkehrseindecker.

Motor, Sechsz. Hall-Scott L-6	200	PS
Spannweite	15,8	m
Länge	8,8	m
Höhe	3,2	m
Tragfläche	32	m²
Leergewicht	0,82	t
Nutzlast (insgesamt)	0,73	t
2 Benzintanks im Flügel	300	l
1 Ölbehälter im Flügel	15	l
Brennstoffverbrauch	30 bis 34	l/h
Geschwindigkeit gedrosselt	161	km/h
Landegeschwindigkeit	73	km/h
Flächenbelastung	48,5	kg/m²
Leistungsbelastung	7,7	kg/PS

— John H. Kauke, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 7. Febr. 1921, S. 561/562 (4 Sp., 3 Lichtb.); auch Flugsport, Bd. 13, S. 118/119 (1½ S., 3 Lichtb.); Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, S. 94/95 (½ Sp., 2 Lichtb.). W. **21/11. 45.**

Flugzeugbeschreibung. Der Martin KIII-Sporteinsitzer. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 2. März 1921, S. 95 (½ Sp., 1 Lichtb. als Titelb., o. Zahlenangaben). W. **21/11. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Henry Potez-Flugzeuge. Potez VIII-R, Reisezweisitzer, ähnelt Muster VIII-1920 (vgl. Flugarchiv 1908, ZFM 1920, S. 149), jedoch Umlaufmotor. Flügelgerippe und Leitwerk vollständig aus Duralumin, Rumpf Sperrholzboot mit rechteckigem Querschnitt. Oberflügel nach vorn gestaffelt, trägt Querruder. Ruder nicht entlastet. Sitze nebeneinander. Tragzelle normal einstielig mit Verspannung, vierrädriges Fahrgestell wie bei VIII-1920.

Motor, Le Rhône	80	PS
Spannweite	8,00	m
Länge	5,90	m



Höhe	2,64	m
Tragfläche	19	m²
Leergewicht	300	kg
Nutzlast (mit Stoff für 3 h)	230	kg
Fluggewicht	530	kg
Flächenbelastung	28	kg/m²
Leistungsbelastung	6,62	kg/PS

Potez IX, Verkehrsdoppeldecker für die Compagnie Franco-Roumaine de Navigation Aérienne, ähnelt Muster VII (vgl. Flugarchiv 3509, ZFM 1920, S. 290), Holzbau, geschlossenes Abteil für vier Reisende, dahinter offener Führersitz. Normale Tragzelle, nicht entlastete Ruder. Gewöhnliches Fahrgestell, aber mit abgerundetem kufenartigem Bügel. Bugkühler. Führer sitzt sehr weit hinten.

Motor, Lorraine-Dietrich	370	PS
Spannweite	13,96	m
Länge	9,81	m
Höhe	3,20	m
Tragfläche	44	m²
Leergewicht	1,15	t
Betriebstoffe für 5 h	0,33	t
Zuladung	0,40	t
Fluggewicht	1,88	t
Flächenbelastung	42,5	kg/m²
Leistungsbelastung	5,08	kg/PS
voraussichtl. Geschwindigkeit	200	km/h

Potez X, dreimotoriger Doppeldecker für die Kolonien, von der technischen Heeresluftfahrtabteilung (S.T.Aé.) in Auftrag gegeben. Bis auf das Sperrholzabteil für die Reisenden nur Duralumin. Zwei Motoren in seitlich und hoch gelegenen Motorgondeln, die in einer Dreieckverstrebung zwischen den beiden Flügeln gelagert sind, dritter Motor in der Rumpfspitze. Drei Zugschrauben. Außer der Motorverstrebung zwei Stielpaare leicht nach außen geneigt. Normale Verspannung. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt. Hinter dem Mittelmotor Abteil mit Fenster, dahinter Führersitz (hochgelegt). Seitenruder entlastet. Doppelte Querruder. Leichte V-Form in beiden Flügeln. Hauptfahrgestell zweirädrig (anscheinend mit Ölfederung. D. Ber.) von 4,80 m Spurweite (entspricht etwa dem Seitenmotorenabstand. D. Ber.). Unter der Rumpfspitze abgefedertes Stoßräderpaar, von kleiner Spurweite (etwa Rumpfbreite. D. Ber.). Keine Schwanzkufe, da Rumpfhinterteil normalerweise nicht auf dem Boden.

Motoren, drei Hispano-Suiza, je	140	PS
Gesamtleistung	420	PS
Spannweite	18,40	m
Länge	12,80	m
Höhe	4,35	m
Leergewicht	1,80	t
Betriebstoffe für 5 h	0,54	t
Zuladung	0,75	t
Fluggewicht	3,09	t
Tragfläche	94	m²
Flächenbelastung	32,8	kg/m²
Leistungsbelastung	7,34	kg/PS
Geschwindigkeit	160	km/h

Potez X^{bis} wie Muster X, nur drei 300 PS-Hispano-Suiza, daher 200 km/h, für den Luftverkehr.

Henry Potez und sein Konstrukteur Coroller haben sich auf den Metallbau verlegt; sie ziehen Bleche und Profile der geschweißten Rohrbauart vor, ebenso Duralumin dem Stahl. Potez plant gegenwärtig Jagdzweisitzer-Metalldoppeldecker mit Kreiselvorverdichter und dreimotorigen Bombenzweisitzer für Fernbombenwurf, der mit 300 PS-Hispano-Suiza länger als 6 h und 205 km/h fliegen soll. — Nach Angaben von Henry Potez, L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 288/289 (4 Sp., 8 Skizz.). W. **21/11. 47.**

Flugzeugbeschreibung. Das Saunders-»Kittiwake«-Flugboot (vgl. ZFM, S. 304) mit zwei Motoren ist fertiggestellt und wird nach verschiedenen Verbesserungen bei Cowes mit sehr befriedigendem Erfolge erprobt. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 16. Febr. 1921, S. 164 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/11. 48.**

Flugzeugbeschreibung. Das Militärflugzeug der Schweizer Waggonfabrik Schlieren, SWS C 1, vgl. ZFM 1920, S. 291. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 2, 16. Febr. und 2. März 1920, S. 68/71, 81/83 (10½ Sp., 1 Lichtb., 4 Skizz.). W. **21/11. 49.**

Flugzeugbeschreibung. Der Sopwith-»Snapper«-Jagdeinsitzer aus der letzten Kriegszeit ähnelt dem »Pup«, normaler einstieliger Doppeldecker; vierkantiger Rumpf mit Rückenverschalung; doppelte Querruder und entlastetes Seitenruder. Nabenhaube. Zweiflügelige Luftschraube.

Motor A. B. C.-»Dragonfly«	320	PS
Fluggewicht (mit Führer, zwei starren M. G., 180 l Benzin und 18 l Öl)	1,0	t
Geschwindigkeit in 0,9 km Höhe	225	km/h
» 3,0 km »	222	km/h
» 5,2 km »	203	km/h
Betriebsgipfelhöhe	7,0	km
Steigzeit 5,1 km Höhe in	17,2	min
Leistungsbelastung	3,13	kg/PS

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 16. Febr. 1921, S. 164 (½ Sp., 2 Lichtb.). W. **21/11. 50.**

Flugzeugbeschreibung. D o C 3—1920 der Zeppelinwerke Lindau. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 16. März 1921, S. 101/104 (2 Lichtb., 3 Skizz., 1 Zahlentaf.). W. **21/12. 34.**

Flugzeugbeschreibung. Die Henri-Paul-Flugzeuge der »Participation Henri-Paul« (Begründer Eugène Schneider, Leiter Jean Schneider). Zum Frühjahr 1921 sollen fertig sein: zwei viermotorige Großflugzeuge mit unterteilter Triebwerkanlage für den Nachtbombenwurf. Motoren je zwei hintereinander in Seitengondeln, zwei Zug-, zwei Druckschrauben (ganze Anordnung entspricht den Staakener R-Flugzeugen der Kriegszeit. D. Ber.). Metallbauart. Doppeldecker mit gleichgroßen Flügeln, im äußeren Viertel starke Pfeilform. V-Form im Unterflügel. Kastenleitwerk mit entlasteten Rudern. Querruder mit Ausgleichrippen in beiden Flügeln. Tragzelle außerhalb der Motorrumpfverstrebung zweistielig mit Verspannung. Stoffbespannung. Zweirädriges Fahrgestell unter jedem Motorrumpf (wie Staaken. D. Ber.).

Besatzung: zwei Führer, ein Motorwart. Flügelholme Chromnickelstahl, kalt gezogen; Stiele und Rumpfholme aus Stahlrohren; Rumpfstreben, Querstreben, Rippen aus Aluminium-Leichtmetall: Holme und Rippen als Gitterträger hergestellt. Rumpf mit rechteckigem, Motorgondeln mit rundem Querschnitt. Zwei Gefechtstände mit M.G.-Drehkranz in der Rumpfspitze (Kanzel) und im Rumpf hinter der Tragzelle.

Motoren, 4 Lorraine, je	370	PS
Gesamtleistuug	1480	PS
Spannweite in beiden Flügeln	30	m
Tiefe in beiden Flügeln	3,80	m
Flügelabstand am Rumpf	3,90	m
Tragfläche	220	m²
Länge	18,25	m
Motorgondelabstand	6,20	m
Zuladung (ohne Betriebstoff für 5 h)	2,0	t
Fluggewicht	8,5	t
Flächenbelastung	38,6	kg/m²
Leistungsbelastung	5,75	kg/PS

Außerdem Planung eines Metallblech-Großflugzeuges mit dickem Flügelprofil, 10 t Fluggewicht. — L'Aéronautique, Bd. 3, Jan. 1921, S. 294 (2½ Sp., 1 Lichtb. d. Modelles, 2 Übersichtskizz. m. Maßang., 2 Skizz. der Flügelkonstr.). W. **21/12. 36.**

Flugzeugteile. Versagen von Caseïnleimverbindungen bei Esche. In vielen Fabriken platzten die Leimfugen von Esche und Eiche schon wenige Stunden nach dem Verbinden. Wenn Tischlerleim statt Caseïn verwendet wurde, hielt die Verbindung. Denn sobald Faserrichtung oder Feuchtigkeit der Hölzer nicht genau gleich waren, dehnten sie sich in verschiedener Richtung, und der Caseïnleim widerstand den Spannkräften nicht. Bei Hartholz sind Caseïnleimungen also nur bei gleicher Faserrichtung und der Unmöglichkeit, daß die Teile verschiedenen Feuchtigkeitsgehalt haben oder bekommen, zulässig. — S. J. Bradford, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 6. Dez. 1920, S. 346/347 (3 Sp., 4 Abb.). Hn. **21/11. 51.**

Funktelegraphie. Erleichterung des F.-T.-Gerätes, Verbesserung des Empfängers: Vergrößerung der Reichweite, Ausschaltung der von der Motorzündung herrührenden Störungsgeräusche beim Empfang im Flugzeug. Vervollkommnung der F.-T.-Peilung (Fliegen gegen die Sendestation, Ortsfeststellung durch Peilfunken von zwei oder mehr Gegenstationen). Verbesserung in der Verständigung an Bord von Großflugzeugen. Vervollkommnung eines »Notrufes« für große Seeflugzeuge im Falle von Zwangswasserungen.

Zum Vermeiden unnützer Nebeneinanderarbeit wurde in engster Fühlung mit den verschiedenen staatlichen Forschungsanstalten, wie Eichamt, Bergamt, Luftpostdienst, Heeresluftdienst usw. gearbeitet. — Aviation, Bd. 10, 17. Jan. 1921, S. 76/77 (2½ Sp., o. Abb.). W. **21/11. 52.**

Hubschrauber. Der Fesselflieger Petroczy-Karman. — F. W. Seekatz, Flugsport, Bd. 13, 16. Febr. 1920, S. 86/90 (4¾ S. 2 Abb.). Hn. **21/10. 85**

Hubschrauber. Der erste Pescara-Hubschrauber hat 55 PS. Schraubendrehzahl 200 U/min, Dmr 6,0 m, Umfangsgeschwindigkeit 60 m/s. Gewicht 700 kg. Geschwindigkeit 150 km/h.

Das zweite Flugzeug hat 110 PS, wiegt 600 kg. B. de Romanet will mit ihm 250 km/h Geschwindigkeit erreichen (! D. Ber.). — E. H. Lémonon, Aeronautics, Bd. 20, 24. Febr. 1921, S. 127 (1 Sp., o. Abb). Hn. **21/12. 38.**

Hubschrauber. Der Leineweber-Hubschrauber (vgl 21/6. 45 u. 21/8. 48) hat zwei Gnome-Motoren. — Aerial Age Weekly, Bd. 12, 21. Febr. 1921, S. 604 (1 Abb., o. Text). Hn. **21/12. 39.**

Lichtbildwesen. Wert der Raumbildaufnahmen vom Flugzeug. — Ewald, Illustrierte Flug-Woche; Bd. 3, 2. März 1921, S. 88/91 (7½ Sp., 3 Raumbildaufnahmen). W. **21/10. 36.**

Lichtbildwesen. Amerikanische Heeresausrüstung. Plattenkammer von 45,4 kg Gewicht. Glatthalten des Films schwierig, jetzt Schwierigkeit dabei überwunden. Einheits-Bildkammer, Muster M-1, für Filme, jetzt an Stelle der alten französischen Kammer von 64 kg Gewicht und unbequemer Handhabung.

Gaumont 120 cm-Kammer:

Gesamtgewicht	27,8 kg
Kammer allein	17,8 kg
gefülltes Magazin	10,0 kg
Höhe der Kammer mit Magazin	1,52 m

Bildausmaße $10^1/_2 \times 13$.

Ferner Bildwagen für den Feldgebrauch. — Thurman H. Bane, The Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 8, Jan. 1921, S. 18/25 (3 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/12. 41.**

Literatur. Neue Berichte des englischen Forschungsausschusses für Luftfahrt (Aeronautical Research Committee, A. R. C., bisher Luftfahrtbeirat, Advisory Committee for Aeronautics, A. C. A., vgl. 21/6. 46).

Unterausschuß für Motoren:

45. Wirksame Induktanz, wirksamer Widerstand und Eigenkapazität von Magnet-Windungen (Effective Inductance, Effective Resistance and Self-Capacity of Magneto-Windings). Schaub. Nov. 1919.

Berichte und Abhandlungen:

537. Eine Fahrt im Starrfuftschiff »R. 26« (A Flight in Rigid Airship »R. 26«). Schaub. Mai 1918.

570. Berechnung der Schwingungszahlen und Dämpfungsbeiwerte von Flugzeugen und Vergleich mit Beobachtungen (Calculation of the Periods and Damping Factors of Aeroplane Oscillations, and a Comparison with Observations). Schaub. Febr. 1919.

663. Zähigkeit einiger Zelluloseazetatlösungen (Viscosity of some Cellulose Acetate Solutions). Schaub. Nov. 1919.

672. Versuche über Messung des statischen Druckes (Some Experiments on Measurement of Static Pressure). Schaubild. — Flight, Bd. 13, 10. Febr. 1921, S. 92 ($^1/_2$ Sp., o. Abb.). W. **21/11. 54.**

Literatur. Jahresbericht der luftfahrtechnischen Abteilung der Marine der Vereinigten Staaten 1920.

Triebwerk: Entwicklung von Mehrmotoren-Anlagen zum Antrieb einer Luftschraube. Wirkungsgrad höher als bei Einzelanlagen, dabei geringeres Gewicht und vereinfachter Einbau. Entwurf und Vervollkommnung eines Untersetzungsgetriebes zur besseren Ausnutzung des Liberty-Motors im Flugzeug. Große Vorteile bei langen Flügen und geringerer Geschwindigkeit. Versuche mit luftgekühlten Motoren, über Brennstoffersparnis und Brennstoffverschlechterung, mit Zündapparaten und Zubehörteilen, Bau von Flugzeugmessern (»Meßnabe«, vgl. 20/04. 06) in der Flugmotoren-Versuchsanstalt (Aeronautical Engine Testing Laboratory, Navy Yard, Washington). Kühleruntersuchungen im Windkanal zusammen mit der Bau- und Ergänzungsabteilung (Bureau of Construction and Repair). Material- und Betriebsmittelprüfung. Leichtmetalle und deren Verwendung. Bau und Entwicklung von starken Motoren für Starrluftschiffe.

Luftschiffe: Entwurf eines Starrschiffes und des Triebwerkes für die bisher gebauten Starrschiffe unter Benutzung aller erreichbaren Unterlagen. Dadurch Vermeidung von Konstruktionsfehlern nichtamerikanischer Schiffe und Anwendung amerikanischer Fertigungsverfahren, außerdem verschiedentlich Verbesserungen und Neuerungen: »man glaubt so auf ein allen andern Schiffen in jeder Beziehung überlegenes Luftschiff rechnen zu können«. Versuche über Aufbewahrung und Versand von Wasserstoff, über Erhaltung des Traggases im Luftschiffbetrieb, Rückgewinnung von Wasser aus den Abgasen. Einrichtung dazu jetzt leichter, von geringerem Raumbedarf und wirkungsvoller. Sparsamere Wasserstofferzeugung, anscheinend Verbilligung um 50 vH möglich. Diese Untersuchungen gemeinsam mit dem Heeresluftdienst (Air Service of the Army) mit Einrichtungen des Bergamtes (Bureau of Mines). Die Abteilung hat die Zusammenarbeit gewisser Hersteller von Wasserstoff-Erzeugern angeregt.

Eine Helium-Anlage zur Helium-Erzeugung, die andere zu Versuchen. Ausbeutung einer dritten Heliumquelle wurde aufgegeben. Überwachung sämtlicher Heliumquellen. Abgabe kleiner Gasmengen an Versuchsanstalten. Planmäßige Erforschung der Heliumtechnik.

Meßgeräte: Entwicklung von selbständig angetriebenen elektrischen Generatoren (Aggregaten) für Bordgeräte. Schaffung leichter Ortungsgeräte.

Luftschrauben: Versuche über Baustoffe und Herstellverfahren zum Verbilligen, Verkürzen der Bauzeit, Erzielen höherer Lebensdauer und größeren Wirkungsgrades. Metallschrauben, Luftschrauben aus besonderen und zusammengesetzten Baustoffen, Verstellschrauben. Zusammenarbeit mit dem Heeresluftdienst und der Versuchsanstalt für Forsterzeugnisse (Forest Products Laboratory, Madison, Wis.). — Aviation, Bd. 10, 17. Jan. 1921, S. 76/77 ($2^1/_2$ Sp., o. Abb.). W. **21/11. 57.**

Luftschiffe. Der Bau eines Starrluftschiffes. Herstellung der Einzelteile zu den Gitterträgern durch Stanzen und Zusammennieten mittels Preßluft. Beim Zusammenbau werden die Ringe fertiggestellt, aufgerichtet und verbunden (uns nur Bekanntes! D. Ber.). — Scientific American, Bd. 124, 15. Jan. 1921, S. 50/51 ($5^1/_2$ Sp., 7 Abb.). Hn. **21/10. 38.**

Luftschiffe. Das französische unstarre Luftschiff A. T. 19 hat eine Gondel mit 75 mm-Geschütz im Bug und 2 Motoren in Anbauten, ähnlich wie bei Großflugzeugen, rechts und links. Hülle doppelter Stoff. Funkeinrichtung.

Inhalt	95 000 m³
Ballonet	40 000 m³
Länge	80,0 m
Größte Breite der Hülle	16,7 m
Breite der Flossen	17,9 m
Höhe	21,6 m
Länge der Gondel	16,1 m
Breite » »	1,7 m
Höhe » »	2,0 m
Fläche der Höhenflossen	8,9 m²
» » Seitenflossen	59 m²
» » Höhenruder	30 m²
» » Seitenruder	19 m²
Nutzlast:	
Besatzung (7 Personen)	560 kg
Ausrüstung	240 kg
Brennstoff und Öl	1 250 kg
Funkeinrichtung	80 kg
Bewaffnung	800 kg
Ballast	1 150 kg
Zusammen	4 080 kg
Geschwindigkeit	80,5 km/h
Flugdauer	10 h

Triebwerk:
2 Renaultmotoren je 250 PS bei 1300 U/min.

Das kleine VZ 10-Prallschiff war zur Bekämpfung von U-Booten bestimmt, hat gute Stromlinien und ist sehr wendig. Gondel hat zwei luftgekühlte Renaultmotoren, die durch lange Wellen die vornliegenden Luftschrauben treiben. Zwei 150 PS-Hispano-Suiza an Stelle der Renault haben sich nicht bewährt. Funkeinrichtung. 1 Lewis-M.-G.

Inhalt	27 400 m³
Länge	47,5 m
Durchmesser	10,7 m
Breite der Flossen	12,3 m
Gesamthöhe	15,5 m
Besatzung (4 Personen)	322 kg
Bewaffnung	100 kg
Ballast	275 kg
Geschwindigkeit	77 km/h
Flugdauer	6 h

Motoren Renault 80 PS bei 1700 U/min.

— J. Ide, Automotive Industries, Bd. 43, 30. Dez. 1920, S. 1310/1311 ($3^1/_2$ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/10. 39.**

Luftschiffe. Eine Vorrichtung zum Fesseln von Luftschiffen auf See besteht in einem Wassersack und, was neu, einem großen Kapokring mit beweglichen Metallflächen im Wasser zur Aufnahme des dynamischen Auftriebes durch Wind. — P. H. Sumner, Aeronautics, Bd. 20, 10. Febr. 1920, S. 99 (2 Sp., 4 Abb.). Hn. **21/12. 42.**

Luftschrauben. Die Parker-Verstellschraube hat hölzerne Flügel in Stahlschuhen. Steigung durch Fliehkraftregler selbsttätig

eingestellt. Gewicht 38 kg. 2,5 m Dmr. Kleinste Steigung 1,06 m, größte 2,56 m. — B. Parker, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 21. Febr. 1920, S. 610/611 ($2^1/_4$ Sp., 2 Abb.). Hn. **21/12. 44.**

Materialkunde. Beziehung zwischen Rückkehr und Ermüdung. Nur Biegeversuche. Nach teilweiser Entlastung nimmt die Durchbiegung zuerst sehr wenig ab. Die Fläche zwischen Belastungs- und Entlastungslinie im Spannungs-Dehnungsschaubild gibt die verlorene Energie und einen Anhalt für Ermüdungserscheinungen. Gußeiserne Proben aus dem gleichen Gußstück verhalten sich sehr verschieden. Aluminium verhält sich wie Stahl. — R. G. Gutherie, The Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 8, Jan. 1921, S. 65/68 (8 Sp., 2 Abb., 2 Zahlentaf.), Hn. **21/12. 45.**

Strömungslehre. Jahresbericht 1919/20 des Unterausschusses für Aerodynamik des englischen Luftfahrtbeirates. Sehr wichtige Untersuchung über die Bewegung einer Flüssigkeit nahe einer Wand.

Windkanalversuche: Zum Vergleichmäßigen der Luftströmung in der Windkanalbauart der Physikalischen Reichsanstalt (N. P. L.) wurde andere Verteilerform gewählt. Die Kgl. Flugzeug-Werft (R. A. E.) hat den Einfluß der Gebläsebauart auf die Gleichförmigkeit des Windes untersucht.

Luftschiffe: Vergleichsversuche zwischen Modell und ausgeführtem Schiff.

Vertäuen von Starrluftschiffen am Ankermast nach dem Verfahren von Vickers erscheint äußerst aussichtsreich. Drei-Seil-Fesselung, durch andere Anordnung der Bodenrollen verbessert, wird bereits mit Erfolg verwendet.

Druckverteilungsmessungen an Luftschiffmodellen, Muster U 721, und Vergleiche mit der Druckverteilung an einem Sphäroid nach Rechnung und Messung (Bericht 600, vgl. ZFM 1920, S. 243).

Flugzeugmutterschiffe: Auf Anfordern der Admiralität Versuche über Wölbung des Flugdecks (Schiffe »Eagle« und »Hermes«). Leichte Wölbung der letzten 25 m des Decks vermindert unregelmäßige Windströmungen über das normalerweise ebene Deck.

Profilmessungen. Das dicke Fokkerprofil ergab als größten Auftriebsbeiwert 1,53 gegenüber 1,69 beim R. A. F. 19 und entsprechenden Werten bei dicken amerikanischen Flügelprofilen, wie bei U. S. A. T. S. 5 (vgl. auch Flugarchiv 2228, ZFM 1920, S. 183). Zwei neue Bristol-Flügelschnitte (ähnlich dem R. A. F. 15, Bericht 625, vgl. 21/1. 57) versprachen keine Fortschritte; ebenso Zweidecker-Messungen mit R. A. F. 19: höchster Auftriebsbeiwert 1,59 (Bericht 648, vgl. 20/07. 16).

»Ein kürzlicher Fortschritt ermöglicht, einen Flügel für hohe Geschwindigkeit und geringen Auftrieb in einen mit hohem Auftrieb zu verwandeln (Handley-Page? D. Ber.). Die Erfindung befindet sich noch im Prüfstadium, doch liegen bereits genügend Anhaltspunkte für einen überaus vergrößerten Geschwindigkeitsbereich bei Flugzeugen vor.«

Versuche mit Verstellprofilen (Bericht 652, vgl. 20/07. 16) sind wichtig, werden zurzeit mit dem R. A. F. 15-Profil ausgeführt; zielen auf Vermeidung starker Druckpunktwanderung beim Verstellen ab.

Untersuchung des Abwindes hinter einem Dreidecker bei kleinen Anstellwinkeln vier bzw. fünf Flügeltiefen hinter und unter dem Modell. Abstrom ausgeprägter als beim Eindecker, gleichmäßig zwischen Ober- und Unterflügel verteilt. Für Berechnung bei anderem Profil Benutzung der Ergebnisse am Eindecker ohne wesentlichen Fehler möglich, Berücksichtigung der Dreideckerbeeinflussung durch Verringern des wirklichen Auftriebes.

Rauhmachen einer Flügelunterseite durch Bestreuen mit feinem Sand gab geringen Einfluß, Bestreuen mit grobem Sand erheblich schlechtere Gleitzahl. Aufrauhen der Saugseite mit feinem Sand nahe der wagrechten Tangente an den Flügelschnitt gab geringe Verbesserung über den ganzen Flugbereich.

Ruderversuche. Eingehende Messungen an Querrudern durch die Physikalische Reichsanstalt.

Flugzeugteile: Das Verhältnis des Widerstandes geneigter zu dem senkrechter Streben war bei allen Winkeln größer als bei kreisrunden Drähten: bei letzteren ist der Widerstand etwa gleich der dritten Potenz vom Sinus des Neigungswinkels (Bericht 256 und 599, ZFM 1920, S. 273). Druckverteilung über die Höhenflosse des B. E. 2c zeigt, daß die Höhenruderbelastung ohne wesentlichen Fehler bei 0,3 der Tiefe hinter der Ruderachse angenommen werden kann und gegen die Enden um 20 vH zunimmt. Bei dem Widerstand gewisser Fahrgestellformen haben sich widersprechende Ergebnisse gezeigt; Verkleidung, die beim Modell den Widerstand mindert, kann ihn beim großen Flugzeug verschlechtern. Vergleiche im Fluge sind besonders wegen der Beeinflussungen sehr schwierig. Von Rumpfmodellen nur Bristol-Pullman untersucht.

Flugzeugmodelle in Windkanälen: B. E. 2e (1:12) mit RAF 15- und RAF 18-Profil (Bericht 656 und 658, vgl. 21/6. 46), zwei Entwürfe von Woyevodsky, Vickers »Valentia« und der Tarrant »Tabor«-Dreidecker (ein beim ersten Probeflug verunglücktes Viermotorenflugzeug vom Frühjahr 1919, Motoranordnung wie beim Blériot »Mammouth«. D. Ber.). »Tabor« ausreichend stabil bei allen Geschwindigkeiten, abgesehen vom überzogenen Flug, in Bodennähe Zunahme der Stabilität. Der Unfall war wohl nur auf das zu jähe Vollgasgeben der oberen Motoren zurückzuführen (Überschlagen beim Anlauf. D. Ber.). Zahl der Unfälle durch sorgfältige Modelluntersuchungen großer oder ungewöhnlicher Flugzeuge im Windkanal stark herabsetzbar. Die Flugzeugentwürfe von Woyevodsky zeigen Vogelform und eine gute Gleitzahl. Das beste, aber in Einzelteilen unfertige Modell war allen bestehenden Großflugzeugen über den ganzen Flugbereich überlegen. Luftministerium hat den Konstrukteur zur Weiterarbeit ermutigt.

Untersuchungen im Fluge: Flügelprofilmessungen mit R.A.F. 14, 15, 17, 18 und älterem B. E. 2c-Profil bei Vollgas und gedrosselt an B. E. 2c- und B. E. 2e-Flugzeugen mit R.A.F. 1a-Motor (100 PS-Achtzylinder mit Luftkühlung, Nachbau des Renault. D. Ber.). Berechnung der Ergebnisse aus Flugleistungen, Motoren-, Luftschrauben- und Flugzeugteil-Modellmessungen. Wahrscheinliche Abweichung von der wirklichen Widerstandskurve etwa 20 vH; für genaue Messungen daher zuverlässigere Verfahren notwendig. Immerhin war Gestalt der Widerstandskurve bei den größeren Auftriebswerten bestimmbar. Für weiteren Fortschritt besserer Schraubenschubmesser und genauerer Neigungsmesser erforderlich. Der unmittelbaren Flügelwiderstandsmessung am beweglich befestigten Flügelfachwerk wird Beachtung geschenkt. Druckpunktsbestimmungen am großen Flugzeug zeigen bedeutenden Unterschied gegen Modell; Gegenstand weiterer Untersuchungen. Gleitversuche mit einem geänderten S. E. 5 ergaben merkliche Abnahme des Rumpfwiderstandes nach Anbringen einer Nabenhaube (30 vH bei 161 km/h). Fortsetzung entsprechender Untersuchungen mit Druckschrauben-Flugzeugen und Zugschrauben-Flugzeugen: Drehbewegung im Schraubenstrahl eines Zugschrauben-Doppeldeckers macht, daß die Lage des Seitenleitwerkes unterhalb der Höhenflosse günstiger ist. Höhenruder mit 35 vH der Flosse geben kleine Steuer- und große Ruderkräfte.

Den deutschen Versuchen mit dem Friedrichshafen-Flugzeug (? D. Ber.) und den entsprechenden Göttinger Versuchen wurde viel Beachtung geschenkt. Prandtls Theorie und ihre Folgerungen stimmen mit der Erfahrung gut überein, bedürfen jedoch einer Maßstabberichtigung.

Über Ruderwirkung bei geringen Geschwindigkeiten sind beachtenswerte Flugversuche im Gange. Zunahme der Steuerbarkeit in der Nähe des überzogenen Fluges würde die Landefähigkeit verbessern. Zur Verkürzung des Auslaufes Verstellprofile und Umkehrluftschrauben dienlich. Für den Sparflug gilt: »Stets so gut und so hoch wie möglich fliegen.«

Behandelt wurden ferner: Motoranordnung, geringste Kühlerfordernisse, geringster Kühlwiderstand, unmittelbar angetriebene und untersetzte Luftschrauben, Vergleiche zwischen verschiedenen Flugzeugen und Luftschrauben im Sparflug.

Flugzeugstabilität: Flugversuche zur Erklärung verschiedener Absturzarten. Stabilitätsmessungen an vollständigen Flugzeugmodellen mit Bestimmung aller Ableitungen der Kräfte und Momente. Theoretische Untersuchungen. Verfahren zum Bestimmen der Drehungsableitungen im Windkanal vervollkommnet. Spindel durch den Schwerpunkt mit Enden von kreuzförmigem Querschnitt vermindert die feste Reibung gegenüber der früheren Spindellagerung auf Schneiden wesentlich (Bericht 512, ZFM 1920, S. 243; auch Bericht 665). Bei einer anderen Art Drahtaufhängung zum unmittelbaren Ablesen des Einflusses von Bewegungen längs der Quer- und Hochachse auf Drehungen um die betreffende Achse ohne Berichtigung hinsichtlich Reibung und bleibender Dehnung; Schwierigkeiten bei hohen Windgeschwindigkeiten behoben durch größere Trägheit der Teile außerhalb des Kanales.

Die R. A. E. hat für losgelassenes Höhenruder die gewöhnlichen Stabilitätsgleichungen entwickelt und Näherungsformeln für die Veränderungen der Kräfte und Momente gefunden, die mit den Höhenruderausschlägen und Steuerkräften im unbeschleunigten Fluge in Beziehung gesetzt sind (ZFM 1920, S. 273). Als Maß der Stabilität kann der Kurvenverlauf von Ruderkraft und Höhenruderausschlag abhängig vom Anstellwinkel bei losgelassenem und festem Steuer gelten (vgl. Fuchs und Hopf, Technische Berichte der Flugzeugmeisterei 1917/18! D. Ber.). Von den Stabilitätsableitungen einer Luftschraube verschwinden nur vier. Wichtig sind für Längsstabilität: Änderung der Bahnkraft und des Kippmomentes infolge geänderter Bahngeschwindigkeit; für die Seitenstabilität: Ändern der Kraft in der Querachse und des Wendemomentes infolge geänderter Schiebegeschwindigkeit sowie des Wendemomentes infolge des Wendens. Von der R.A.E. wird eine zusammenfassende Arbeit über die Längsstabilität eines Flugzeuges vorbereitet, wobei auch die Luftschraube berücksichtigt wird. — Aeronautics, Bd. 20, 17. Febr. 1921, S. 110/112 (6 Sp., o. Abb.); z. T. auch Flight, Bd. 13, 17. Febr. 1921, S. 116 (2 Sp., o. Abb.). W. **21/10. 45.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

8. Heft 30. April 1921 12. Jahrgang

Mitteilungen des Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim.

Starrluftschiff Bauart „Schütte-Lanz".

Von **Dietrich Rühl.**

(Mit Tafel I und II.)

Der Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz ist im Entwurf und in der Konstruktion seiner Luftschiffe dank der Initiative von Geh. Reg.-Rat Professor Dr.-Ing. Joh. Schütte, Dr. Karl Lanz, Geh.-Rat August Röchling seit 1908/09 eigene Wege gegangen und seine Ausführungen einer ganzen Reihe wichtiger Einrichtungen und Luftschiffteile haben sich im weiteren Verlauf der Entwicklung des deutschen Starrluftschiffes als besonders zweckmäßig erwiesen.

Ein vom Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz für die Marine gebautes Luftschiff (Abb. 25—28, Tafel I), ein Starrluftschiff von 56000 m³ Inhalt, 37,5 t Nutzlast und 100 km/h Geschwindigkeit nach dem Original-Schütte-Lanz-Typ SL 2, Baujahr 1913 (Abb. 2, S. 114), soll im nachstehenden eingehender beschrieben werden. Es ist dadurch gekennzeichnet, daß der Schiffskörper ein steifes, fachwerkartiges Gerippe hat, das von einer Hülle umspannt wird und das im Innern eine Anzahl voneinander völlig unabhängiger Gaszellen enthält. Durch dieses Gerippe wird die Form des Schiffes auch bei ungleichmäßiger Last- und Auftriebsverteilung gewahrt. An das Gerippe sind die Maschinengondeln und die Führergondel mit Hilfe von Drahtseilen und steifen Stäben angeschlossen.

Die Form des Schiffskörpers ist durch 19 verspannte Hauptringe (*0, 1, 2, 3* ....., Abb. 26, Tafel I), die im allgemeinen 10 m Abstand haben, festgelegt. Diese Hauptringe sind im wesent-

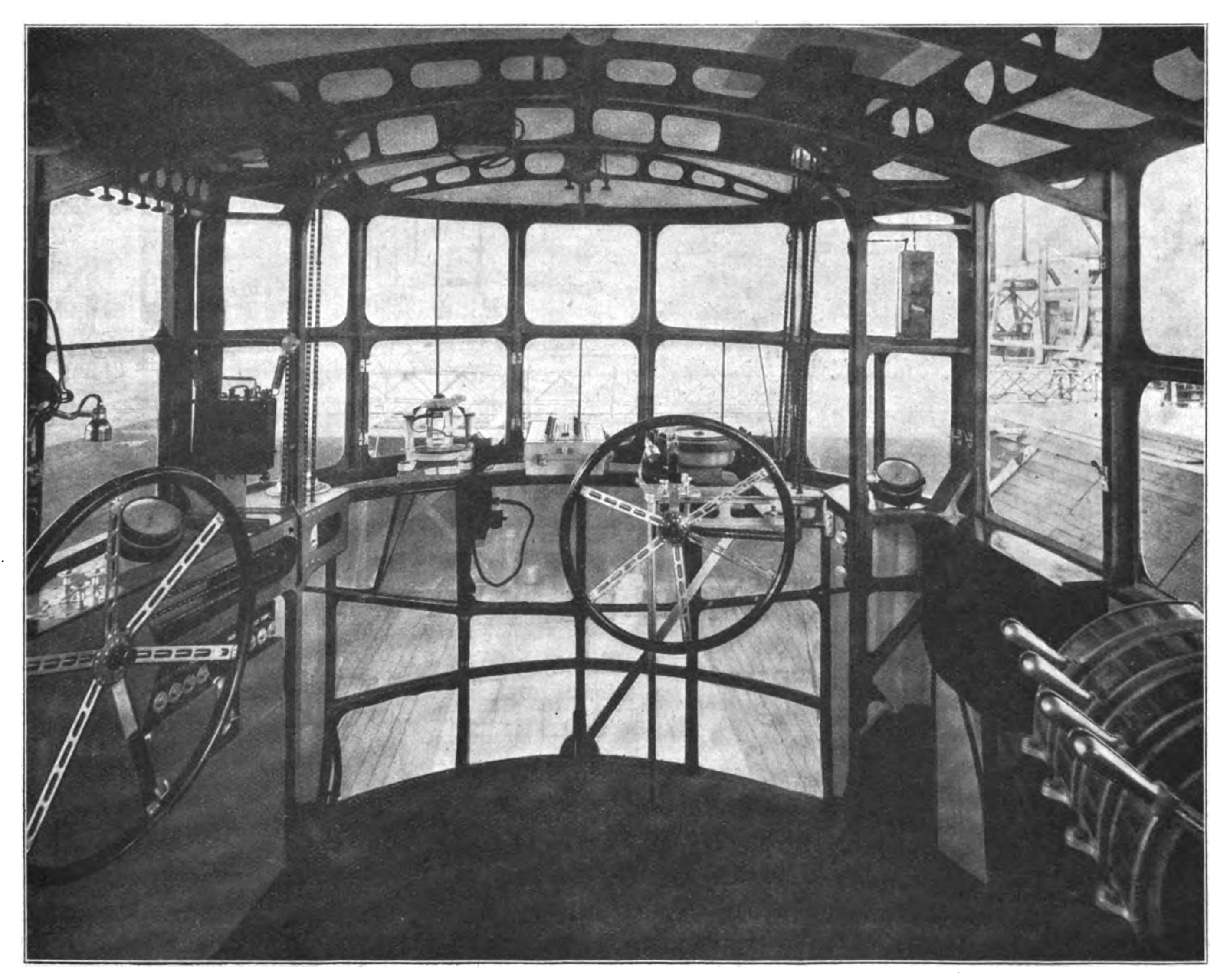


Abb. 1. Innenansicht der Führergondel (Text S. 126).

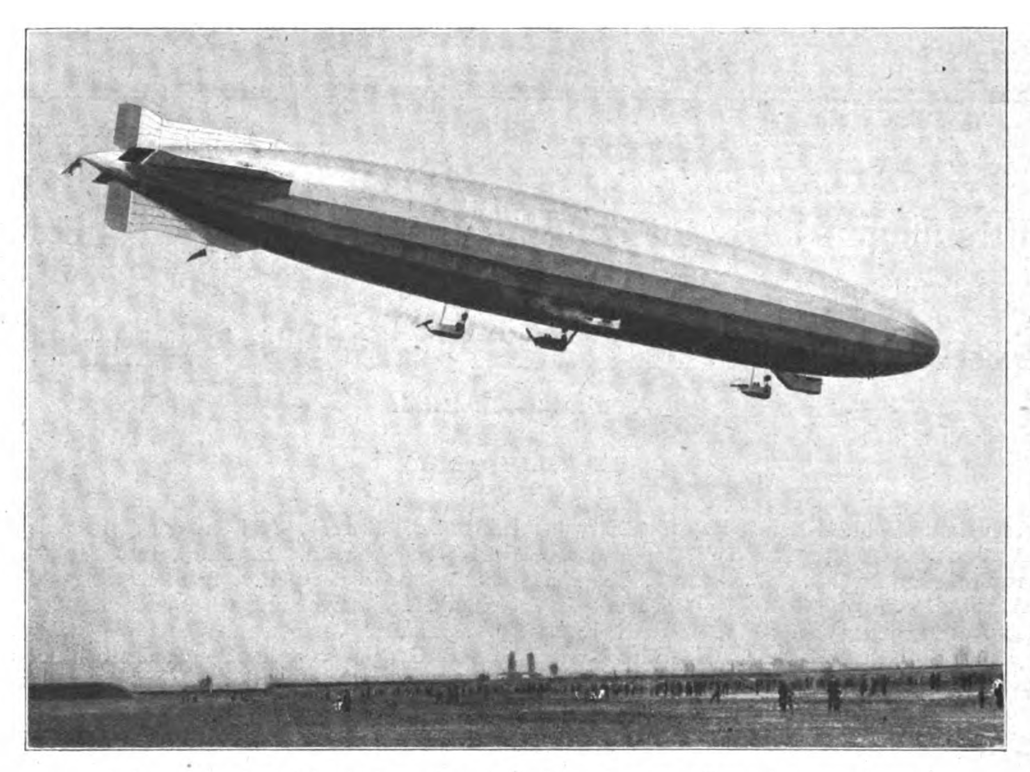


Abb. 2. Original-Schütte-Lanz-Typ SL 2, Baujahr 1913 (Text S. 113 und 117).

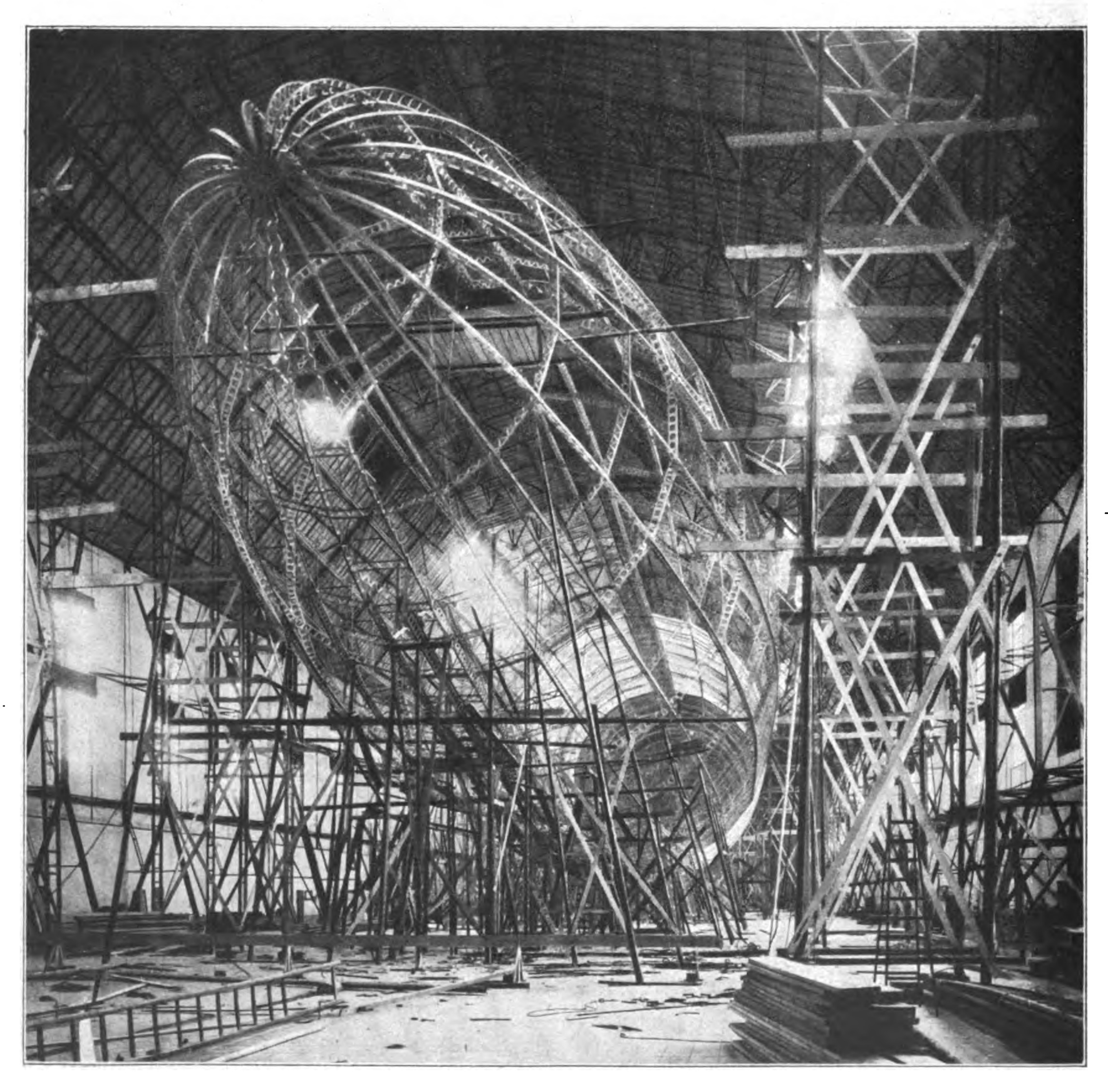


Abb. 3. Vordere Spitze (Text S. 115).

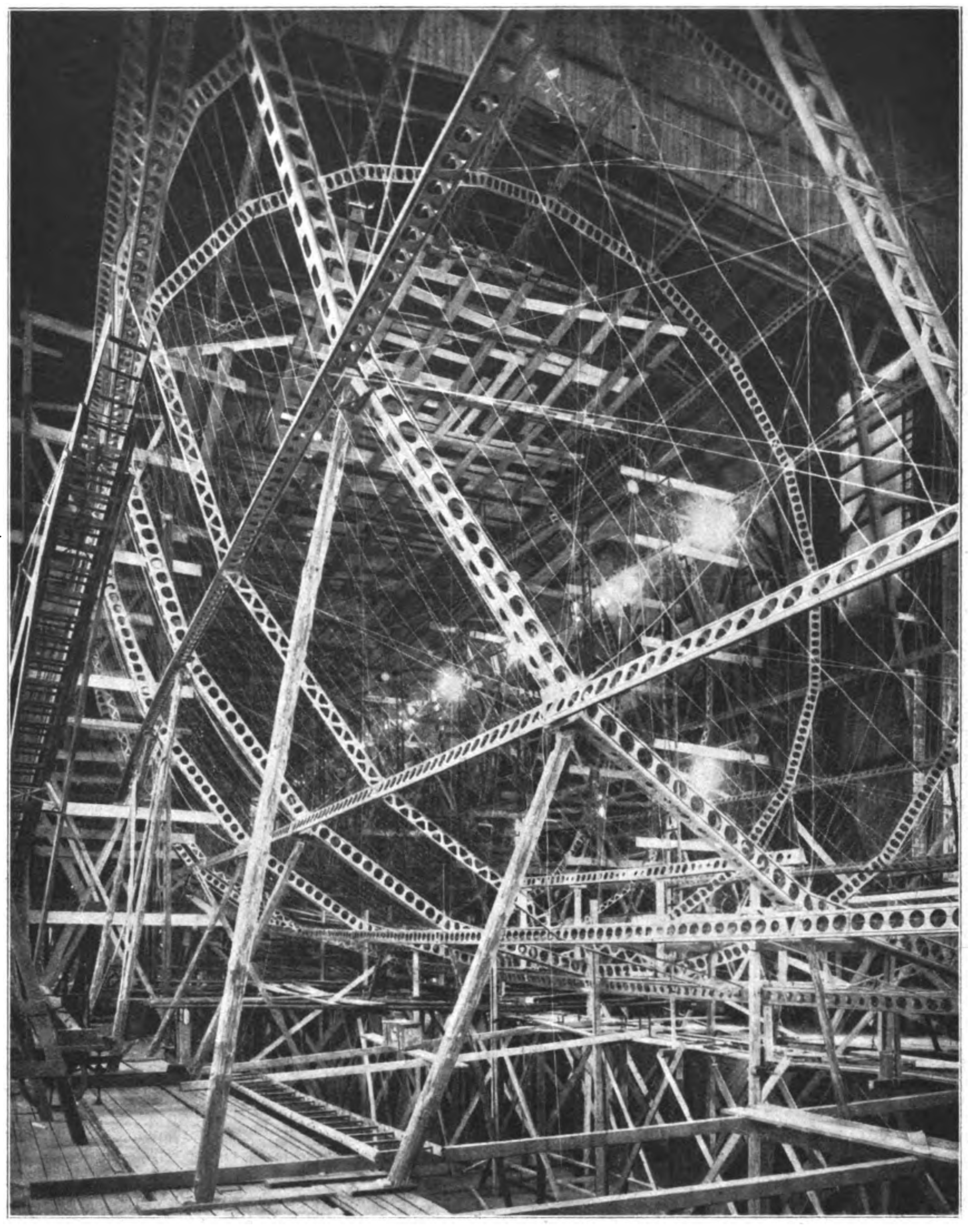


Abb. 4. Gerippe bei der Rüstung (Text S. 115).

lichen regelmäßige Vielecke (s. Abb. 48, Tafel I und Abb. 4, S. 115). Die unterste Seite des Vielecks ist kürzer wie die übrigen. Der Ringkranz wird aus knick- und biegungsfesten Trägern gebildet, die an den Eckpunkten durch Knotenpunkte steif miteinander verbunden sind. Die Hauptringe sind durch eine Anzahl von Drähten aus hochwertigem Stahl von etwa 200 kg/mm² Festigkeit verspannt. Außer der Radialverspannung besitzt der Ring noch eine Verspannung aus wagrechten und lotrechten Drähten und ferner sog. Verteilungsdrähte, welche die schwer belasteten Knotenpunkte, im besonderen die untersten, mit einer entsprechenden Zahl oberer Knotenpunkte in Verbindung setzen und dadurch die Knotenlasten über das Gerippe verteilen. Diese Hauptringe sind gewissermaßen die Seele des ganzen Gerippes, an ihnen hängen die schweren Gondeln, auf sie werden alle weiteren Lasten, die im Laufgang untergebracht sind, übertragen. Am Hauptring findet der Ausgleich des von den Zellen geleisteten Auftriebs und der Schiffslasten statt. Die Ecken der einzelnen Hauptringe sind über die ganze Schiffslänge weg durch die Längsträger verbunden, wodurch die Gestalt des Schiffes nach der Längsausdehnung, der Strak des Schiffes, festgelegt wird (s. Abb. 3, S. 114). Diese Längsträger sind nach Kurven gekrümmt, deren Ebenen sich in der Längsachse des Schiffes schneiden. Die Form dieser Kurven, die bereits bei dem ersten Schütte-Lanz-Luftschiff (gebaut 1909—1911) vorhanden war, ist so gewählt, daß ein Schiffskörper von möglichst geringem Luftwiderstand entsteht und kennzeichnet sich dadurch, daß der größte Durchmesser des Schiffskörpers etwa im vorderen Drittel seiner Länge liegt (beim SL I war die Länge nach dem Goldenen Schnitt geteilt) und daß von hier aus der Durchmesser in stetiger Krümmung nach vorn und hinten abnimmt. Dadurch ergibt sich ein verhältnismäßig großer Durchmesser im Hauptspannquerschnitt. Diese Form geringsten Widerstandes wird bei den neuesten Ausführungen wieder mehr beachtet, als es eine

Abb. 5. Hintere Spitze und Ruderanlage (Text S. 116).

Zeitlang im Starrluftschiffbau mit Rücksicht auf vereinfachte Herstellung der Fall gewesen ist. Der Form geringsten Widerstandes entspricht auch das scharfe, schlank ausgezogene Hinterschiff. Im Vorschiff, am Bug, vereinigen sich die Längsträger zu einer kuppelartigen Spitze und endigen an der sog. Kalotte, ihrem gemeinschaftlichen Knotenpunkt. Im Hinterschiff, am Heck, sind einige Längsträger zusammengezogen, und zwar sowohl aus Gründen der Gewichtsersparnis als auch mit Rücksicht auf günstige Felderteilung für die Diagonalverspannung des Gerippes. Das eigentliche Schiffsgerippe hört mit dem hintersten verspannten Hauptring, dem Ring *O*, auf, in dessen Ebene die Ruderspindeln liegen und der sich von den übrigen Hauptringen besonders darin unterscheidet, daß er zum Ausgleich der von den Ruderspindeln herrührenden Druckkräfte durch ein Pfostenkreuz versteift ist (s. Abb. 5, S. 116). Von dem Ring *O* nach hinten finden die Längsträger ihre Fortsetzung in der sog. hinteren Spitze, die ein aus leichten verspannten Ringen und leichten Längsträgern gebildetes, diagonal verspanntes, räumliches Flechtwerk darstellt.

Zwischen je zwei Hauptringen sind leichte, nicht verspannte Ringe, sog. Zwischenringe (*a*, *b*, *II*, *III* . . ., Abb. 26, Tafel I) eingefügt, deren Hauptaufgabe die Verminderung der großen freien Länge der Längsträger ist. Außerdem wird dadurch die Neigung der Drähte verringert, mit denen die Vierecksfelder der Gerippeoberfläche verspannt sind. Bei älteren und neuesten Schiffen befinden sich zum Teil auch jeweils zwei Zwischenringe zwischen den Hauptringen. Außer der bereits genannten Diagonalverspannung des Gerippes ist eine Anzahl von Verspannungsdrähten vorhanden, durch die die freien Knick- und Biegungslängen der Längsträger und Zwischenringe verringert werden.

Das Gerippe des Starrluftschiffes ist also ein räumliches Fachwerk, das durch die zahlreichen Hauptringverspannungen vielfach statisch unbestimmt wird. Diese heute allgemein anerkannte Art der Gerippeausbildung wurde im Jahre 1894 zuerst von Müller-Breslau vorgeschlagen. Müller-Breslau kennzeichnete damals seinen Vorschlag[1]) als »2 im Hauptspannt aneinandergefügte steile Schwedlersche Kuppeln mit steifen Querwänden — ein mehrfach statisch unbestimmtes System, dessen Berechnung ziemlich umständlich ist«.

Am Heck des Schiffes befinden sich die Dämpfungsflächen mit den Rudern, die in einem bestimmten Abstand vor dem Schiffsende angeordnet sind. Sie liegen paarweise in einer lotrechten und in einer annähernd wagrechten, die Schiffsachse enthaltenden Ebene. Von den Dämpfungsflächen dienen die oberen und die untere für die Seitendämpfung und die beiden seitlichen für die Dämpfung der Höhe nach. Die untere Dämpfungsfläche wird mit Rücksicht auf die Gefahr von Beschädigungen bei der Landung kleiner gehalten als die übrigen. Die Dämpfungsflächen haben den Zweck, die Bewegung des Schiffskörpers durch die Luft zu stabilisieren. Bei kleinen Abweichungen des Hecks von der Fahrtrichtung wirken diese Flächen wie Tragflächen und erzeugen einen Auftrieb, der sich der Vergrößerung der Ablenkung entgegensetzt und das Schiff in seine Fahrtrichtung zurückdrückt. Diese Flächen haben

[1]) Verhandlungen des Vereins zur Beförderung des Gewerbfleißes. Jahrgang 1913 oder 1914!



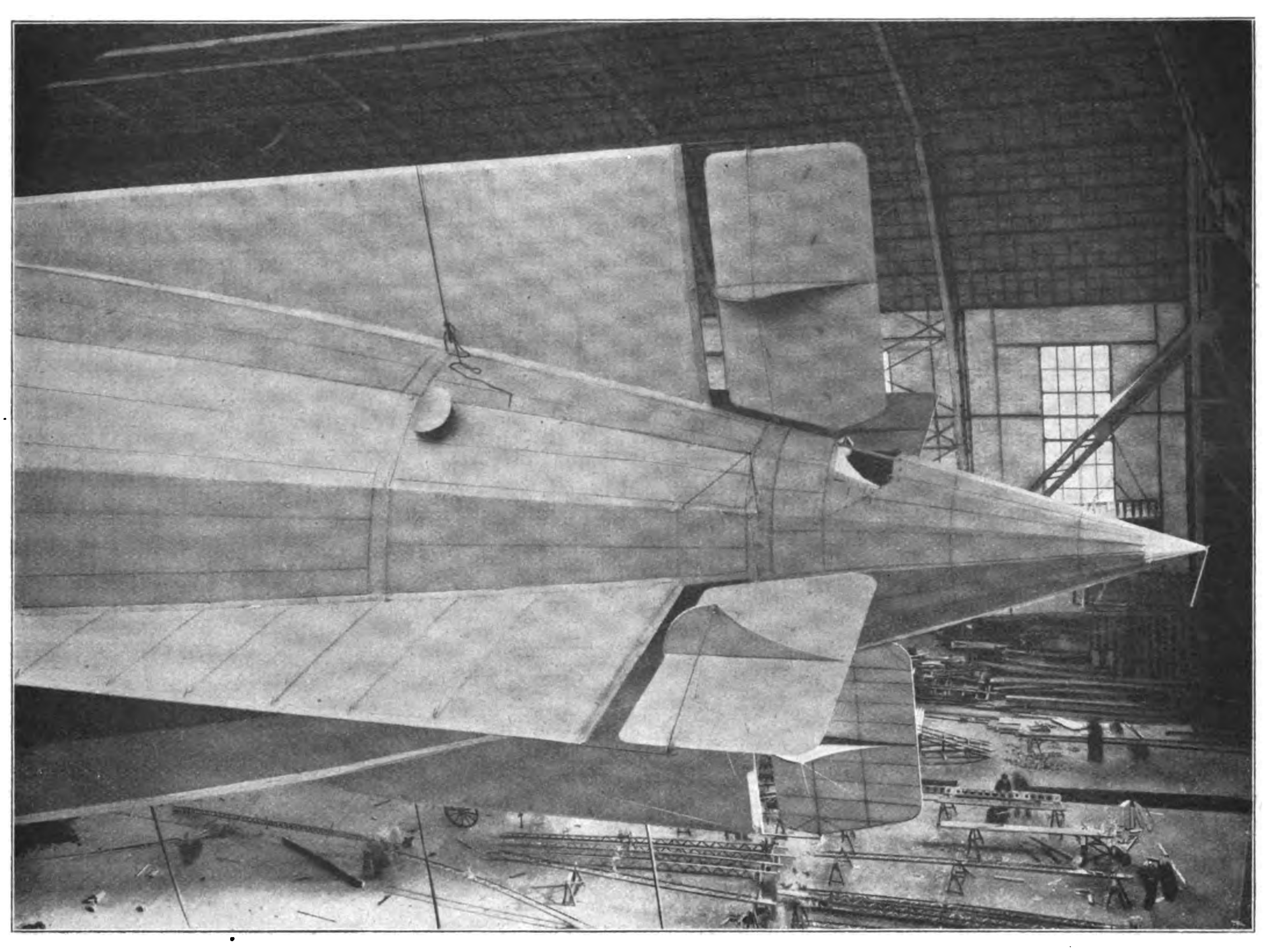


Abb. 6. Hinterschiff (Text S. 117).

genau dieselbe Wirkung wie die Fiederung eines Pfeiles. Die Dämpfungsflächen leiten den Luftstrom geordnet nach den Ruderflächen und erhöhen dadurch die Wirkung der Ruder. Für die Ausbildung des Schiffsgerippes sind die Dämpfungsflächen recht unerwünscht. Die Form des Schiffes verlangt mit Rücksicht auf geringen Luftwiderstand am Heck einen möglichst schlanken Auslauf, so daß an der Stelle, wo das Gewicht der Dämpfungsflächen wirkt, nur wenig Auftrieb vorhanden ist. Das am Ende des Schiffes sitzende Gewicht wirkt außerdem an beträchtlichem Hebelarm, was, namentlich in Fällen des Auslaufens von Zellen im Hinterschiff, erhebliche Beanspruchungen hervorruft, für die das Schiff gebaut sein muß. Wie die Erfahrung gezeigt hat, kann man aber anderseits nicht unter eine bestimmte Größe der Dämpfungsflächen gehen, um stetige Fahrt und gute Steuerfähigkeit zu erlangen. Hinter den einfachen Dämpfungsflächen sitzen mit einem gewissen, praktisch erprobten Abstand die einfachen Ruderflächen (s. Abb. 5, S. 116 und Abb. 6, S. 117). Diese sind zu ihrer Mittelebene symmetrisch ausgebildete, schwach nach außen gewölbte Tragflächen, die in sich durch eine Schar von Drähten, die nach einem gemeinschaftlichen Punkt des Quadranten laufen, verspannt sind. Jedes Ruder ist ganz sinngemäß wie eine Flugzeugtragfläche gebaut. Es besteht aus Vorder- und Hinterholm, wobei der Vorderholm zugleich Ruderspindel ist, aus Ruderrippen, der vorderen Nasenleiste und der hinteren Randleiste. Genau wie die Tragfläche ist das Ruder mit Leinwandstoff bespannt. Als Besonderheit kommt der Ruderquadrant hinzu, der in der Mitte des Ruders sitzt und zum Antrieb des Ruders mit Hilfe der Steuerseile dient. Die Steuerseile liegen in einer Rille auf dem Quadranten, an deren Ende sie festgemacht sind und laufen von dem Quadranten zunächst nach dem letzten Pfosten der Dämpfungsfläche, um von da aus über Rollen nach Ring *O* und herunter zum Laufgang geführt zu werden. Im Laufgang führen die Steuerzüge dann, in bestimmten Abständen durch Führungsrollen gestützt, bis zur Führergondel und laufen daselbst je über ein Steuerrad für die Höhensteuerung und für die Seitensteuerung. Durch eine Kupplung auf der Welle des Steuerrades können die zusammen gehörigen Ruder jeweils einzeln oder paarweise betätigt werden, so daß im Falle der Beschädigung eines Ruders die Wirkung des anderen dadurch unbeeinflußt bleibt. Die Verwendung von einfachen Ruderflächen, die sich in Verbindung mit einfachen Dämpfungsflächen und scharf ausgezogenem Hinterschiff bereits bei Versuchen am SL 1 als den Kastenrudern überlegen erwiesen hatten, bietet den Vorteil günstiger Fahrgeschwindigkeit bei guter Steuerfähigkeit. Die Ruder und Dämpfungflächen sind gegen seitliche Kräfte von ihren Nocken aus durch eine Anzahl von Drahtseilen oder Drähten nach den Knotenpunkten des Gerippes abgestagt (s. Abb. 25 und 26, Tafel I). Für die Abstagung der Ruder ist an Ring *O* ein besonderer Stahlrohrbock aufgesetzt.

Einen wichtigen Bestandteil des Gerüstes bildet der Laufgang, der sich im unteren Teil des Schiffes über die ganze Länge erstreckt. Die Anordnung des Laufganges im Innern des Schiffskörpers, die ein kennzeichnendes Merkmal der SL-Luftschiffbauart bildet[1]), findet sich bereits im Jahre 1914 bei dem SL 2 (s. Abb. 2, S. 114), der außerdem alle anderen wesentlichen Kennzeichen der Schütte-Lanz-Bauart trägt. Seine Vorteile sind die Möglichkeit, sperrige, abwerfbare Lasten unterzubringen, die Verringerung der Bauhöhe und des Luftwiderstandes gegenüber dem außenliegenden Laufgang. Der Lauf-

[1]) D. R. P. 301637.

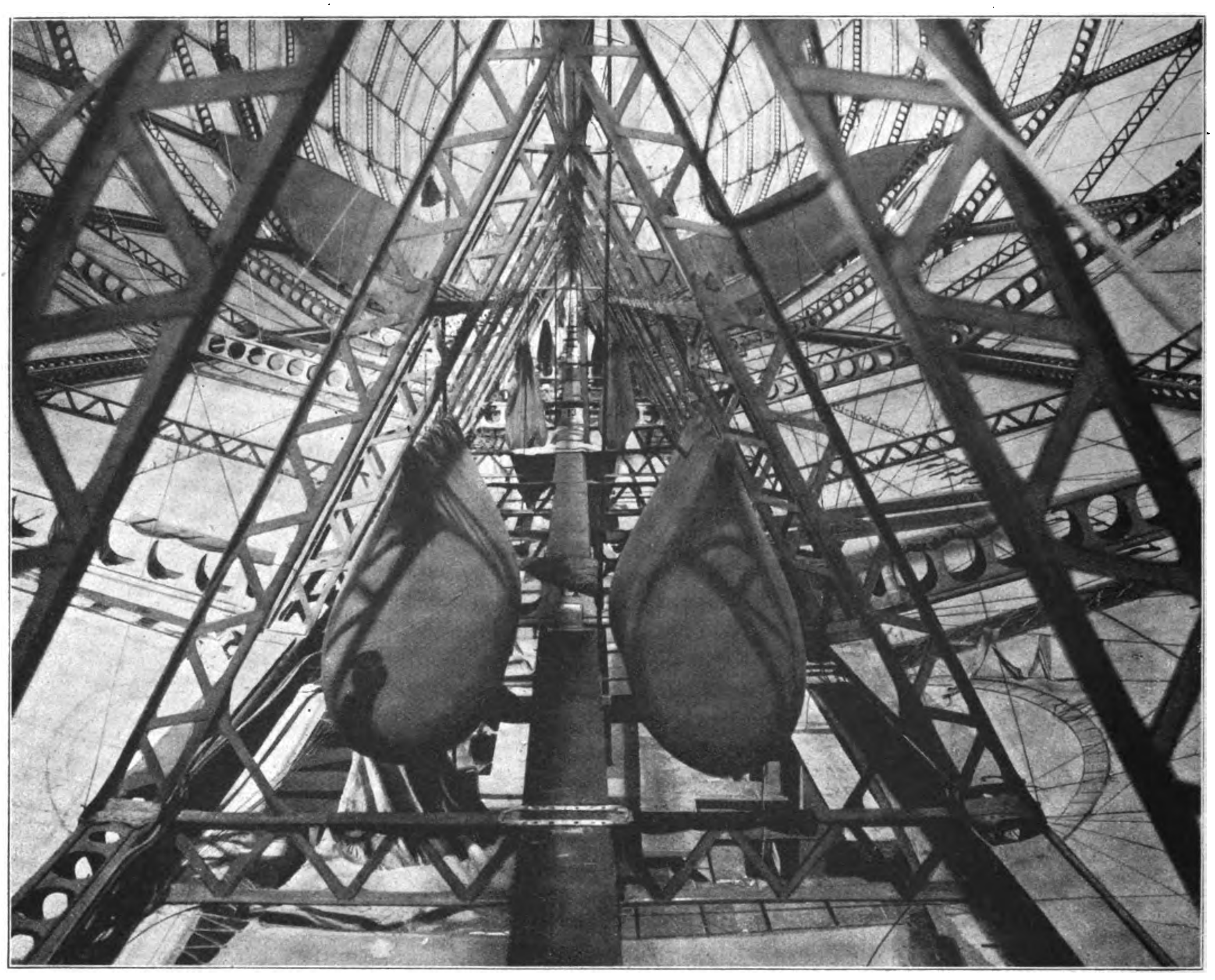


Abb. 7. Wasserballast (Text S. 118).

gang hat einen dreikantigen Querschnitt, stellt also gewissermaßen einen aus dem Innenraum ausgesparten, dreikantigen Tunnel dar. Er ist ein räumlicher Fachwerkträger, dessen Gurte durch die Längsträger 1 (s. Abb. 24, S. 128) und besondere Obergurtträger gebildet werden. Das Fachwerk erhält außerdem in den drei Seitenwänden Pfosten in Gestalt der dreikantigen Querrahmen, die jeweils in der Ebene der Haupt- und Zwischenringe und außerdem noch einmal in der Mitte zwischen diesen sitzen. Die auf diese Weise gebildeten Vierecksfelder des Laufgangfachwerkes sind durch doppelte gekreuzte Stahldrahtdiagonalen verspannt. In der Mitte der unteren Seite des Laufganges befindet sich ein etwa 20 cm breiter Träger, der sog. Laufträger, der von den unteren Querriegeln der Dreikantrahmen unterstützt wird. Auf diesem Laufträger findet der gesamte Personenverkehr im Innern des Schiffes statt. Die Höhe des Laufganges über dem Laufträger ist so bemessen, daß man sich frei aufrichten kann. Der Laufgang findet seine Unterstützung in erster Linie an den unteren Hauptringknotenpunkten. Außerdem ist er auf den stark belasteten Strecken noch einmal in der Mitte zwischen den beiden Hauptringen an seinem Obergurtknotenpunkt mit Hilfe von Stahldrähten aufgehängt, wobei diese Stahldrähte nach den Firstknotenpunkten der beiden Hauptringe geführt sind (s. Abb. 26, Tafel I). Diese Laufgangaufhängung befindet sich also im Innern der Zellen.

Die Hauptaufgaben des Laufganges sind die Aufnahme sämtlicher Lasten und die Herstellung der Verbindung zu allen Betriebsstellen des Schiffes. Die aufzunehmenden Lasten umfassen Wasserballast, Benzin, Öl, Sprengbomben, Brandbomben, Ersatzteile usw. (s. Abb. 26, Tafel I). Diese Lasten sind hier nach einem wohl durchdachten Plan untergebracht, derart, daß das Schiff vollbelastet, leer und auch beim allmählichen Verbrauch oder Abwurf der Lasten möglichst dauernd weder kopf- noch hecklastig ist, also richtig trimmt. Um welch bedeutende Lastmengen es sich bei einem Schiff von 56000 m³ handelt, geht daraus hervor, daß 27000 kg Wasserballast, 5000 kg Brennstoff und 5000 kg Bomben vorhanden sind. Je nach der besonderen Aufgabe können diese Lastengrößen geändert werden.

Der Wasserballast wird im Laufgang in Form von 500—1000 kg fassenden Säcken aus gummiertem Stoff untergebracht (s. Abb. 7, S. 118), die in besonderen Traghüllen hängen. Die Traghüllen sind oben über ein Bambusrohr gezogen, das an etwa vier Punkten mit Hilfe von Drähten an dem sog. Zwischenträger, dem Lastenträger, aufgehängt ist. Jeder Sack läßt sich mit Hilfe eines Bodenventils von der Führergondel aus entleeren. Außerdem enthält das Schiff außerhalb des Laufganges, im Vor- und Hinterschiff einige Wasserhosen (s. Abb. 8, S. 119 in der Mitte), Wassersäcke mit anschließendem weiten Schlauch, der beim Entleeren in einen zweiten Schlauch herunterfällt und das Wasser in diesen ableitet. Diese Art von Ballast wird auch Momentballast genannt, da er wegen seiner plötzlichen Wirkung besonders beim Landen benutzt wird.

Das Benzin wird in zweierlei Form gefahren, als Fallbenzin und als Abwurfbenzin. Das Fallbenzin (s. Abb. 9, S. 120) ist in Fässern aus dünnem Aluminiumblech enthalten, aus denen es mit natürlichem Gefälle zu den Gondeln fließt. Die Fässer werden durch Bänder und Stahldrähte an den

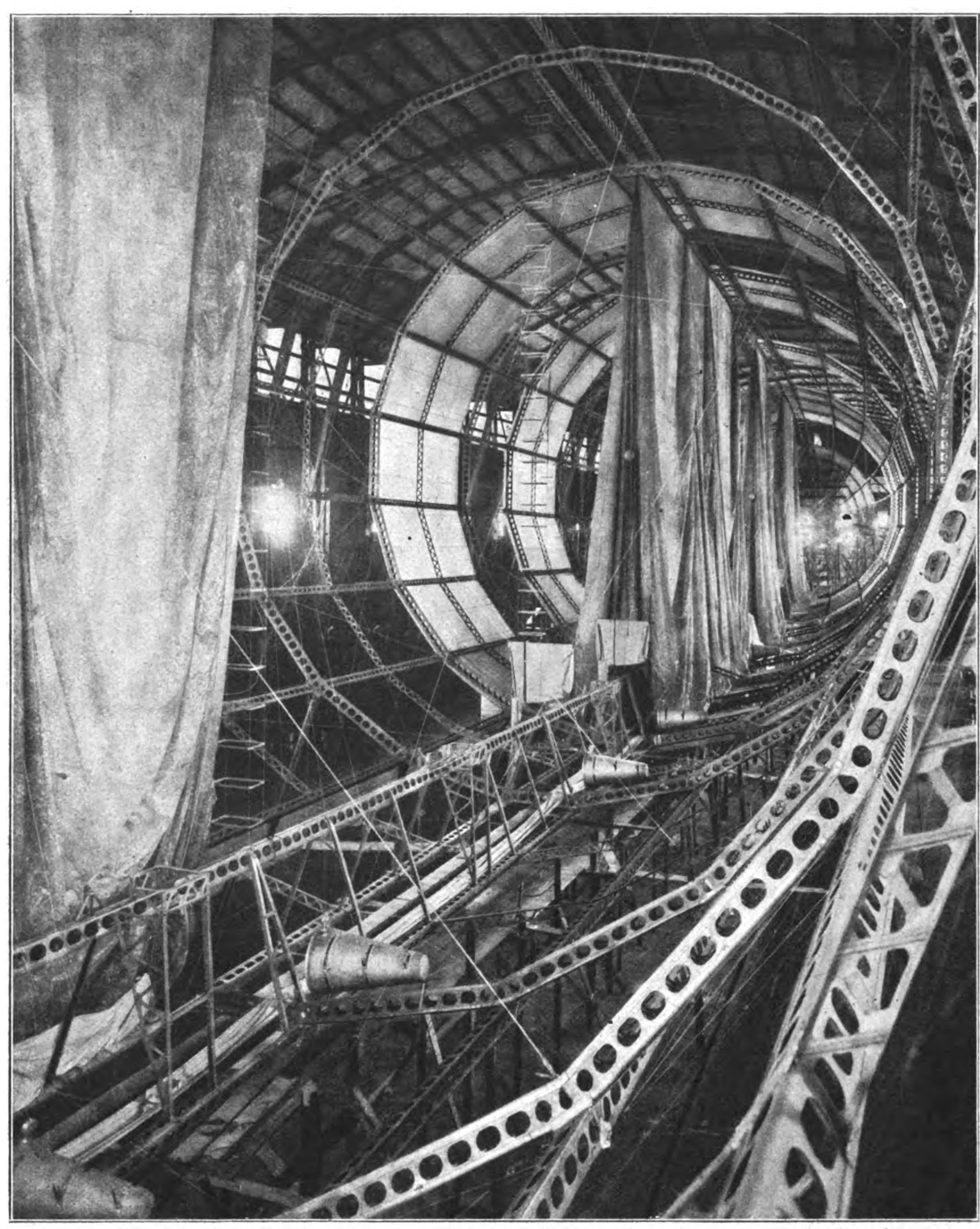


Abb. 8. Aufhängung der Zellen (SL 2) (Text S. 118 u. 120).

Knotenpunkten des Laufganges aufgehängt. Ein großer Teil des mitgeführten Brennstoffvorrates kann im Notfall abgeworfen werden. Er wird zu diesem Zweck als Abwurfbenzin (s. Abb. 10, S. 121) in lotrechten Behältern an Sliphaken aufgehängt und in Führungen so gelagert, daß sie bei Auslösung des Hakens in vorgeschriebener Bahn herunterfallen. Man hat also durch diese Anordnung den großen Vorteil des Betriebsstoffvorrates zugleich mit der Möglichkeit des Ballastabwurfes im Falle der Not.

Seiner zweiten Hauptaufgabe wird der Laufgang dadurch gerecht, daß er zwischen den aufgehängten Lasten durch den Laufträger den Zugang zu allen Laststellen, zu den unteren Gondeln, zu der Ruderanlage und zu den Gasschächten bzw. den Sicherheitsventilen der Zellen herstellt. Außerdem sind von hier aus mittels eines Querganges (s. Abb. 27, Tafel I) die seitlichen Gondeln, mit Hilfe des lotrechten Steigeschachtes über der Führergondel der Ausguck auf der Oberseite des Schiffes erreichbar.

Als Baustoff für die Träger des Gerippes diente Sperrholz und darin ist ein weiteres Hauptkennzeichen der Schütte-Lanz-Bauart zu erblicken. Das Sperrholz besteht aus drei oder mehr miteinander verleimten Lagen dünner Fourniere von 0,5 bis 2 mm Stärke, deren Faserrichtung in den einzelnen Lagen sich rechtwinklig oder schiefwinklig kreuzt. Durch diese Vergütung des Holzes wird eine gleichmäßigere Festigkeit nach allen Richtungen erzielt und das Werfen und Reißen desselben verhindert. Die Vorteile der Holzbauweise, die auch im Flugzeugbau bis in die neueste Zeit hinein volle Geltung behalten hat, bestehen, abgesehen davon, daß der erforderliche Rohstoff wegen fast vollkommener Unabhängigkeit von der Holzart überall beschafft werden kann, also nicht auf eine besondere Nebenindustrie angewiesen ist, vor allem darin, daß das Verhältnis von Gewicht zu Festigkeit bei kleinen Kräften sehr günstig ausfällt (s. hierzu Abb. 36—38 und Abb. 39—41, Tafel I). Dazu kommt die weitgehende Möglichkeit, den Baustoff auszunutzen, weil die Be-

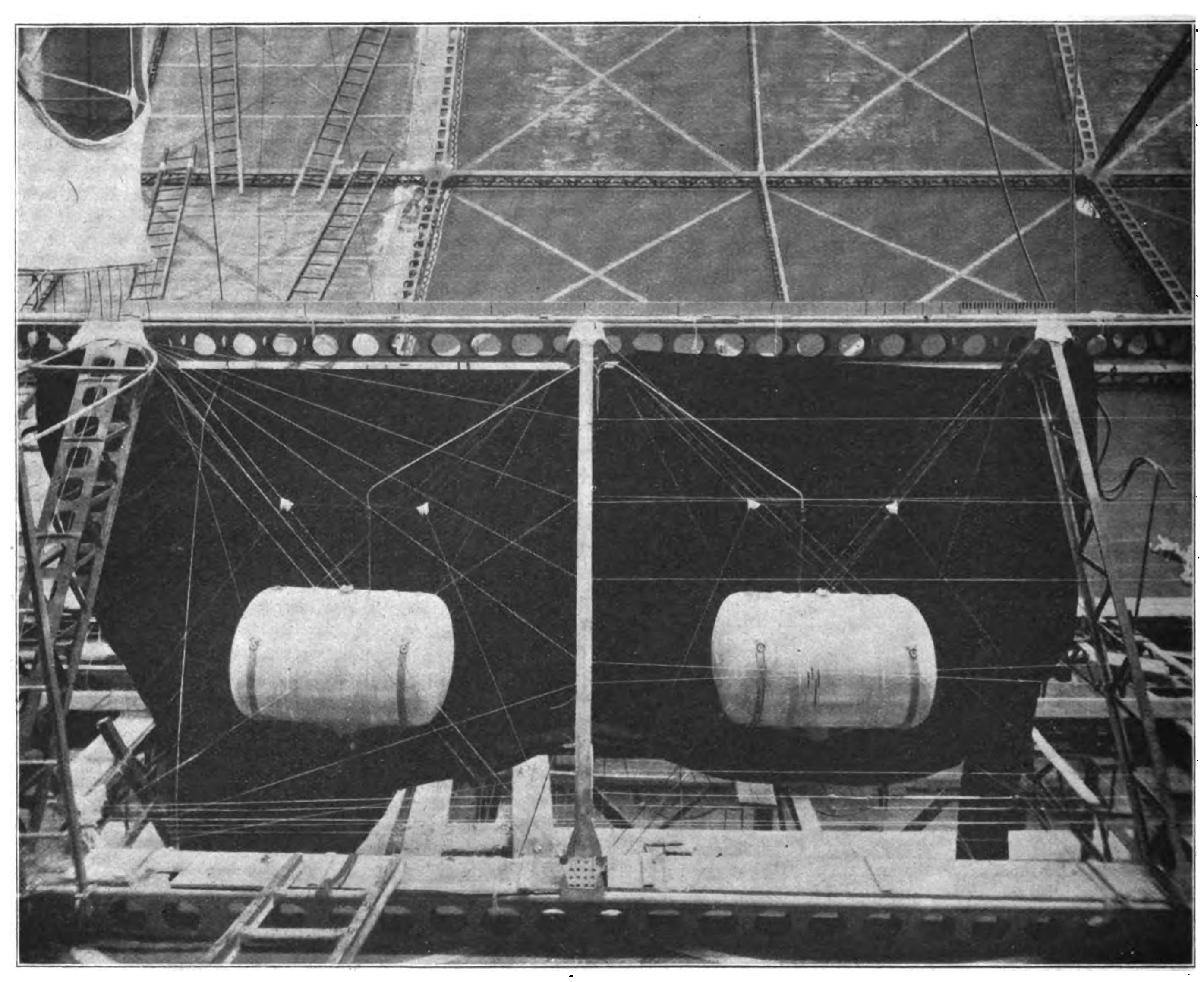


Abb. 9. Fallbenzin (Text S. 118).

schränkung durch die für die Herstellung zulässigen oder verfügbaren kleinsten Wandstärken im Gegensatz zum Metallbau nicht in Betracht kommt; ferner lassen sich Holzträger bei Bedarf an höher beanspruchten Stellen durch Aufleimen von Leisten leicht verstärken sowie in einfacher Weise ausbessern. Aus solchem Sperrholz werden in besonderen Zulagen einfache Flachstreifen, Platten, Winkel-, U- und sonstige Profile gepreßt, aus denen die Träger ähnlich wie bei Eisenkonstruktionen zusammengesetzt werden (Abb. 36 bis 41 Tafel I). Als Bindemittel dient Kasein-Kaltleim. Nach vollständigem Trocknen werden die Träger durch ein besonderes Tränkverfahren gegen Wasseraufnahme geschützt und mit einem Lackanstrich versehen. Allgemein ist bekannt, daß das Holz bei Aufnahme von Wasser stark an Festigkeit verliert. Der ungünstige Einfluß der Feuchtigkeit machte sich mit Verschlechterung von Lack und Leim in den letzten Jahren so stark geltend, daß besondere Maßnahmen zur Verhinderung der Wasseraufnahme getroffen werden mußten, und diese Aufgabe wurde nach mancherlei Versuchen durch das besondere Tränkverfahren und die Herstellung wasserfester Verleimungen durch den Luftschiffbau Schütte-Lanz gelöst.

Den Erfolg des Verfahrens zeigt ein Versuch mit zwei gleichen Trägern (s. Abb. 17, S. 125), von denen der eine nach dem neuen Verfahren behandelt und der andere nicht behandelt ist. Beide Träger wurden neun Tage künstlichem Regen ausgesetzt und mit dem unteren Ende 0,5 m tief in das Wasser gestellt. Dabei nahm das Gewicht des nicht behandelten Trägers um 75 v. H. gegenüber 18 v. H. bei dem anderen Träger zu. Außerdem war der nicht behandelte Träger fast vollkommen zerstört, während bei dem andern keine Beschädigung zu bemerken ist.

Mit den weiteren Fortschritten des Luftschiffbaues, insbesondere der Zunahme des Gasinhaltes und der Anforderungen an die Tragfähigkeit wurde die Durchbildung der Träger- und Knotenpunktsbauweisen natürlich immer weiter vervollkommnet. Als kennzeichnendes Beispiel der neuen Ausführung sei auf die Darstellung eines normalen Hauptringknotenpunktes Abb. 11, S. 122 und Abb. 29—35, Tafel I) verwiesen. Als besonders schwieriger Knotenpunkt ist in Abb. 13, S. 123 ein unterer Laufgangknotenpunkt am Hauptring dargestellt, bei dem im ganzen fünf Kastenträger zusammenlaufen. Im Zusammenhang mit diesen wesentlichen Fortschritten steht die weitgehende Durchbildung der neuen, völlig unbekannten statischen Berechnungsverfahren, die heute eine so hohe Stufe der Vollkommenheit erlangt hat, daß man imstande ist, das Gerippe des Holzluftschiffes mit gleicher Zuverlässigkeit statisch zu untersuchen wie jede beliebige Eisenkonstruktion. Diese Berechnungsverfahren stellen das Ergebnis langjähriger Erfahrungen und Versuche an ausgeführten Bauten dar und sind ein wertvoller Schatz der Werft.

In neuerer Zeit haben die Fortschritte der Aluminiumtechnik, insbesondere der Herstellung des Duraluminiums, auch den Luftfahrzeugbau Schütte-Lanz veranlaßt, sich mit eingehenden Versuchen über Verwendung dieses Metalls für seine Luftschiffe zu befassen. Man ist hierbei zum Aufbau der Gerippeträger aus Rohren gelangt, nachdem

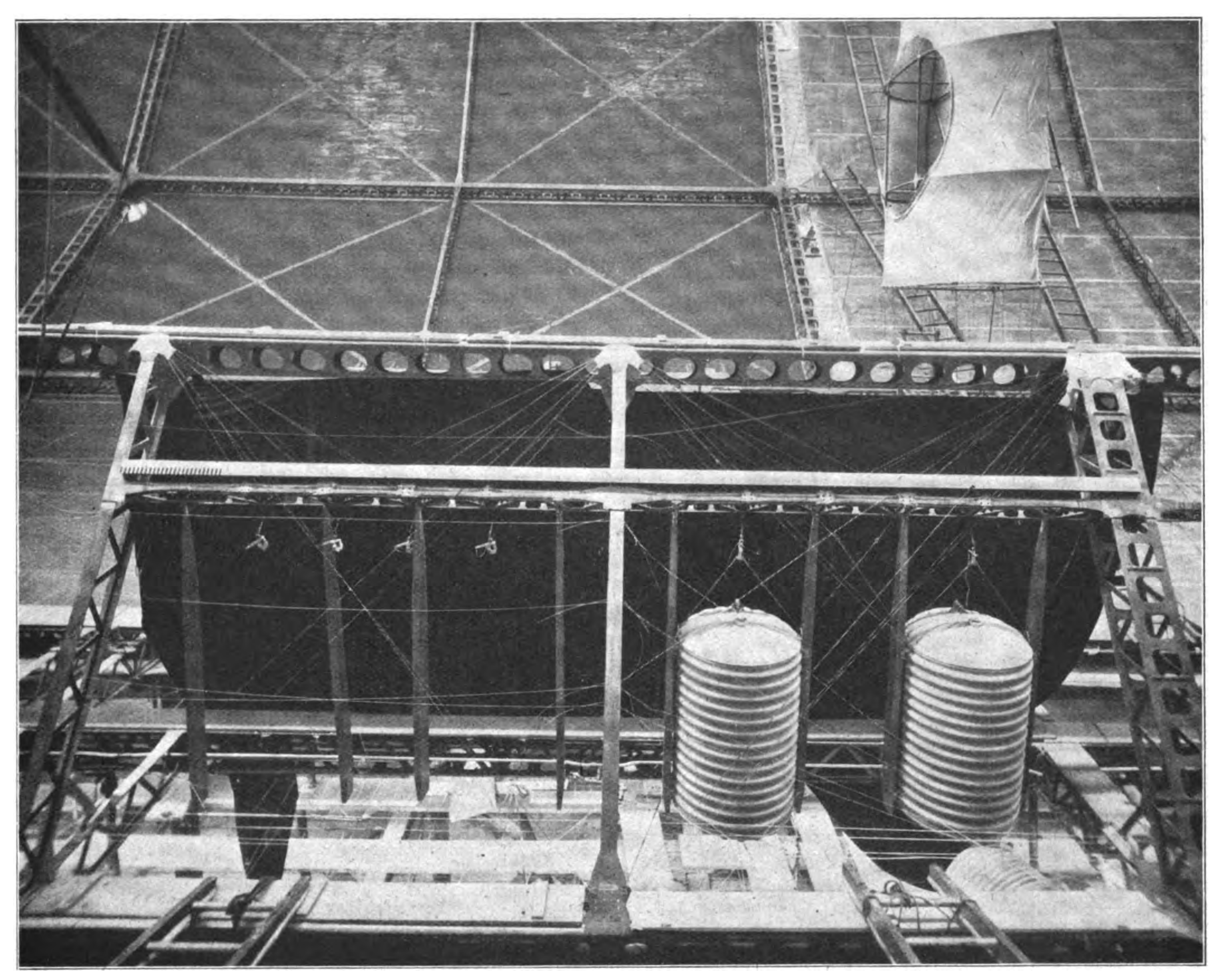


Abb. 10. Abwurfbenzin (Text S. 119).

Vergleichsversuche mit Trägern aus offenen Profilen und aus Rohren die große Überlegenheit der Rohrquerschnitte in bezug auf Knick und Biegungsfestigkeit erwiesen hatten.[1])

Das Gerippe ist durch eine Hülle aus leichtem, cellonierten Baumwollstoff umspannt, die das gesamte Innere des Schiffes nach außen glatt abschließt und dadurch den Luftwiderstand vermindert sowie das Innere gegen Einfluß von Witterung und gegen andere Beschädigungen schützt.

Durch die Verspannung der Hauptringe wird das Innere des Schiffes in 19 Abteilungen zerlegt, die je eine selbständige Zelle enthalten. Die Zelle besteht aus sog. Stoffhaut, d. i. auf Baumwollstoff aufgeklebte Darmhaut von rund 150 g/m² Gewicht, die sich außer ihrer Leichtigkeit vor dem Gummistoff durch größere Gasdichtigkeit auszeichnet. Der Querschnitt ist im wesentlichen zylindrisch (s. Abb. 12, S. 122) und nur im unteren Teil dreikantig ausgespart, so daß sich die Zelle um den Laufgang herumlegt (vgl. auch Abb. 8, S. 119). Jede Zelle ist unten mit einem in den Gasschacht abblasenden Sicherheitsventil und oben mit einem Manöverierventil zur Regelung des Auftriebs und der Trimmlage des Schiffes versehen. Diese Ventile lassen sich sowohl einzeln vom Laufgang aus als auch in Gruppen oder zusammen von der Führergondel aus ziehen. Die Zellen werden mit Wasserstoff gefüllt, dessen Auftrieb rund 1,1 kg/m³ beträgt. Da sich die Zellen gegen ein an der Innenseite der Längsträger befestigtes Netz von Drähten anlegen, sind sie durch einen Luftraum von der Außenhülle getrennt und dadurch gegen die Wirkung unmittelbarer Sonnenbestrahlung geschützt. Zur Abführung der durch die Sicherheitsventile ausgestoßenen Gasmengen und etwa in den Laufgängen und sonstigen Zwischenräumen entstehenden Gasgemische dienen 10 Gasschächte (s. Abb. 46 und 47, Tafel I), aus Holzbügeln und Drahtverspannungen gebildete Kanäle, die oben am Hauptringträger und unten im Laufgang festgelegt sind und bei gefülltem Schiff von den Zellen umschlossen werden. In diese Schächte münden unten die Sicherheitsventile der Zellen und sind dort in ein mit Stoff bespanntes Stück eingesetzt. An den oberen Enden sind die Gasschächte mit Windhauben versehen. Durch diese vom Luftschiffbau Schütte-Lanz eingeführten Gasschächte wird die Sicherheit des Schiffes gegen Gasexplosionen wesentlich erhöht, weil die aus den Zellen entweichenden Gasmengen auf dem kürzesten Wege aus dem Schiff abgeleitet werden und an einer Stelle austreten, die außerhalb jedes Gefahrbereiches liegt.

Das Schiff ist mit insgesamt fünf Gondeln ausgerüstet, von denen vier die Motoranlage enthalten. Die Führergondel ist von der Motorenanlage vollständig getrennt. Von den Motorgondeln enthalten die vorderste und die beiden seitlichen je einen Motor, die hinterste zwei Motoren, die eine gemeinsame Schraube treiben. Gelegentlich sind auch die beiden hinteren Motoren in einem eng nebeneinander und tief aufgehängten Gondelpaar eingebaut worden (s. Abb. 14, S. 124). Die Anordnung der Seitengondeln ist eines der wichtigsten Kennzeichen der Schütte-Lanz-Schiffe, das bereits bei dem SL 2 im Jahre 1914 vorhanden war. Ebenso haben sich auch die un-

[1]) Die letzten beiden Marineschiffe 1918 waren bereits in Duralumin durchkonstruiert und in Bau genommen.

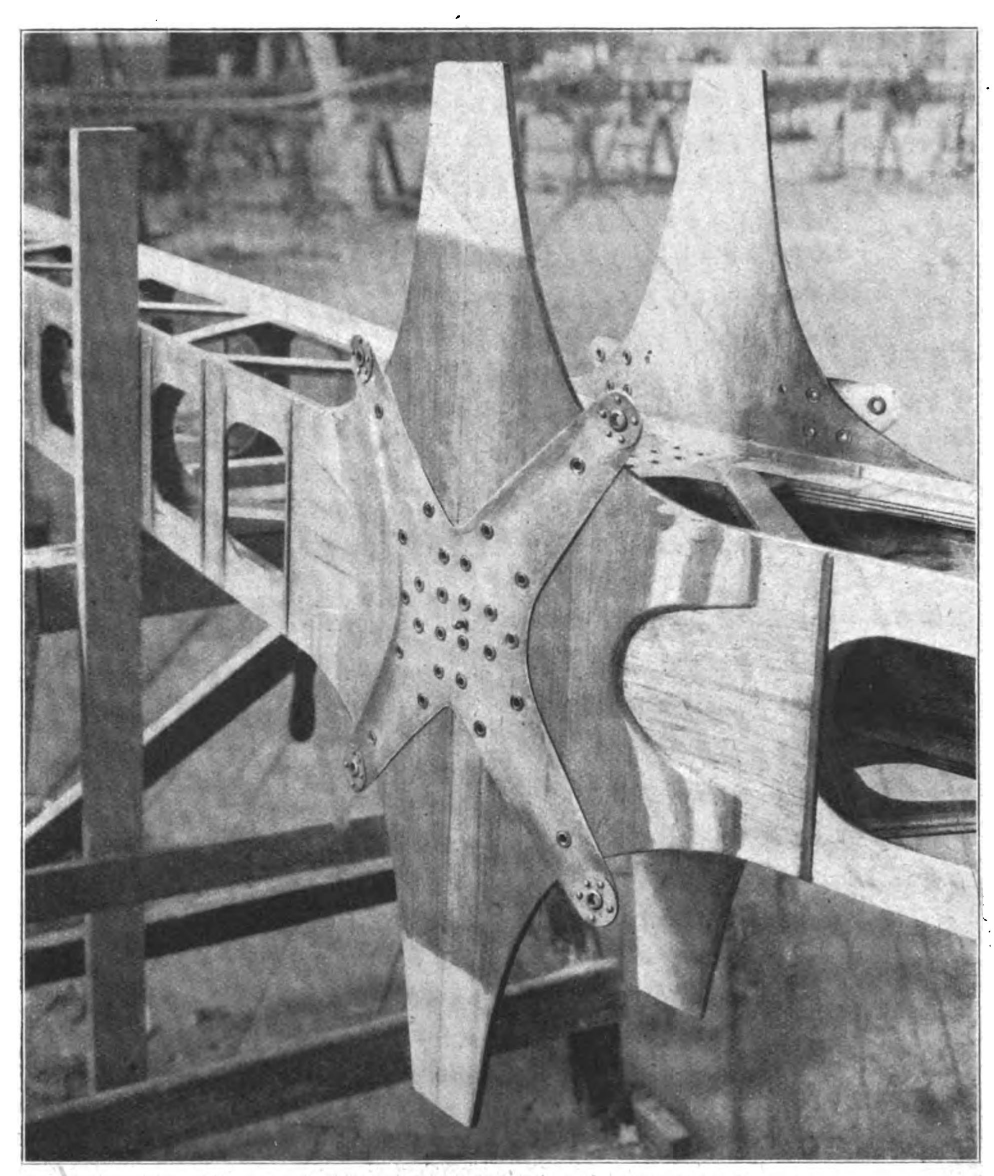


Abb. 11. Normaler Hauptring-Knotenpunkt (Text S. 120).

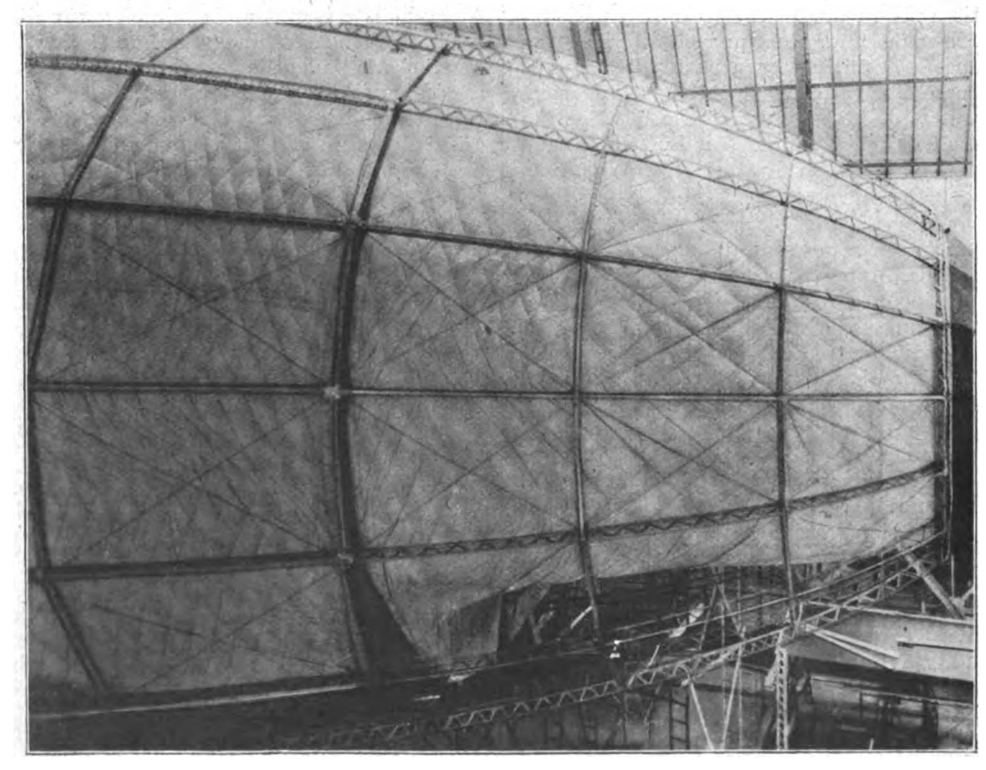


Abb. 12. Gaszelle (Text S. 120).

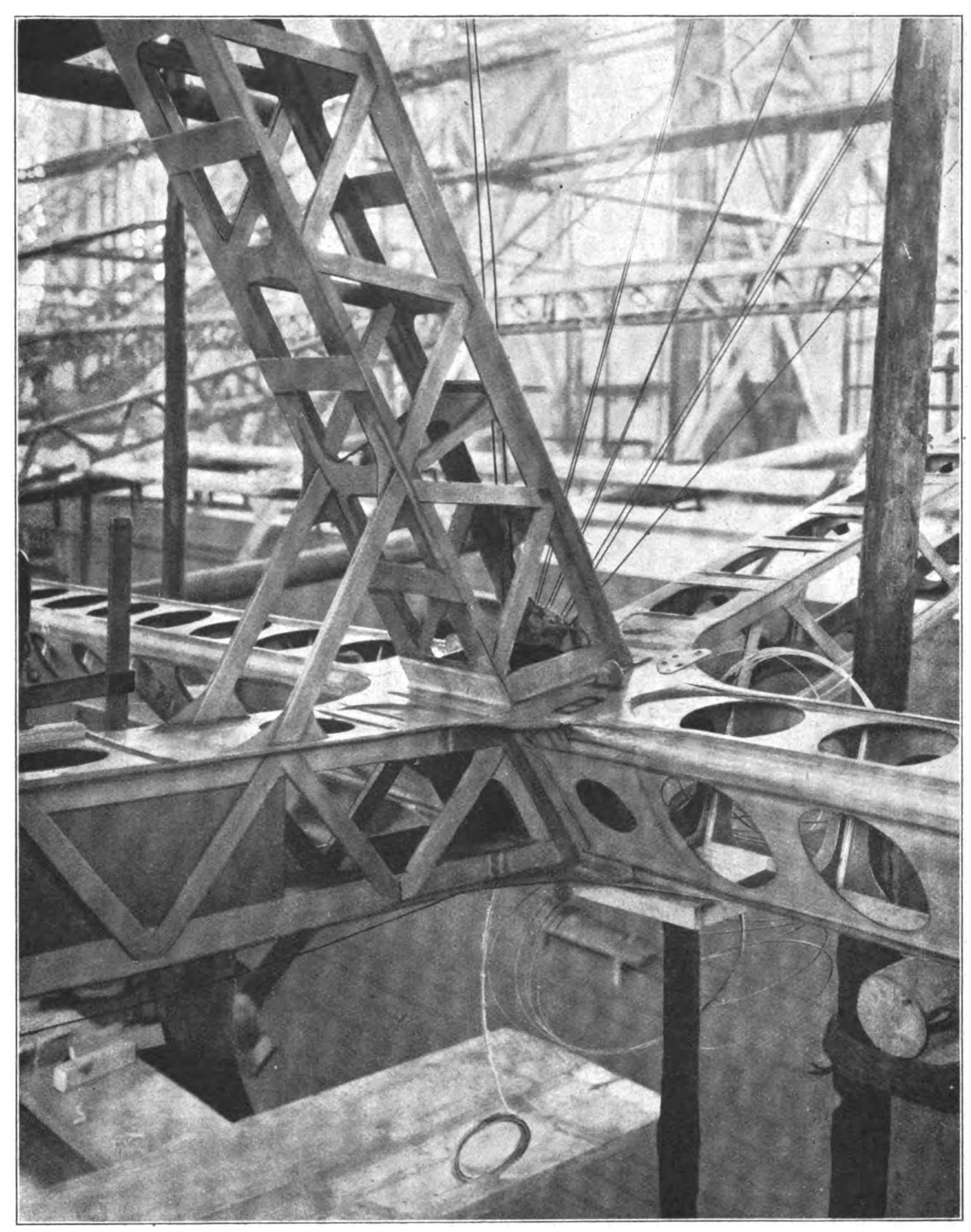


Abb. 13. Unterer Laufgang-Knotenpunkt am Hauptring (Text S. 120).

starre Gondelaufhängung der Motorgondeln, bei der die Gewichte und die Zugkräfte ausschließlich durch Drahtseile auf das Gerippe übertragen werden, und die Anordnung der Luftschrauben am hinteren Ende der Gondel seit dem ersten Schütte-Lanz-Luftschiff bewährt.

Die Einmotorengondel (s. Abb. 16, S. 125, Abb. 18, S. 126, Abb. 42 und 43, Tafel I, Abb. 49 und 50, Tafel II) enthält einen 240-PS-, 6-Zylinder-Maybach-Luftschiffmotor, der über eine Lamellenkupplung und ein Stirnrädervorgelege mit 1:2,79 Übersetzung die zugehörige hölzerne Luftschraube von 5,5 m Dmr antreibt. In den Seitengondeln sind die Getriebe umsteuerbar derart, daß die Schrauben bei Rückwärtslauf mit 1:3,79 Übersetzung getrieben werden. Vor jedem Motor ist der tiefliegende Bedienungsstand so angeordnet, daß von hier aus die gesamte Anlage im Sitzen überblickt und bedient werden kann. Zu jedem Motor gehört ein Wabenkühler, der mit dem Motor beweglich verbunden ist und nach Bedarf mehr oder weniger aus dem Fahrwind in das Gondelinnere zurückgezogen werden kann. Die Kühler können durch einen Hahn auf der Saugseite der Kühlwasserpumpe mit Wasser nachgefüllt werden, das in einem wärmedichten Behälter mitgeführt wird. Mit der zugehörigen Handpumpe kann man das Kühlwasser auch in den Behälter zurückfördern, um zu verhindern, daß Motor und Kühler einfrieren. Das Kochen des Kühlers in großen Höhen und das Auftreten gefährlicher Unterdrücke im Kühler wird durch ein vereinigtes Über- und Unterdruckventil verhindert. Von einem Zwischenstück der Motorwelle werden auf den Seitengondeln durch Keilriemen je eine Zahnradpumpe mit Ölabdichtung angetrieben, die Luft von 0,5 at Überdruck für die Brennstofförderanlage liefert.

Auf der Zweimotorengondel (s. Abb. 15, S. 124 und Abb. 44, Tafel I) befindet sich eine ein- und ausrückbare F.T.-Dynamo mit Zubehör. Der Antrieb der Maschine geschieht durch ein federndes Wechselgetriebe, das in das Hauptgetriebe-

Abb. 14. Gondelpaar (Text S. 121).

Abb. 15. 2-Motoren-Gondel (Text S. 123).

Abb. 16. Vordere Motorgondel (Text S. 123).

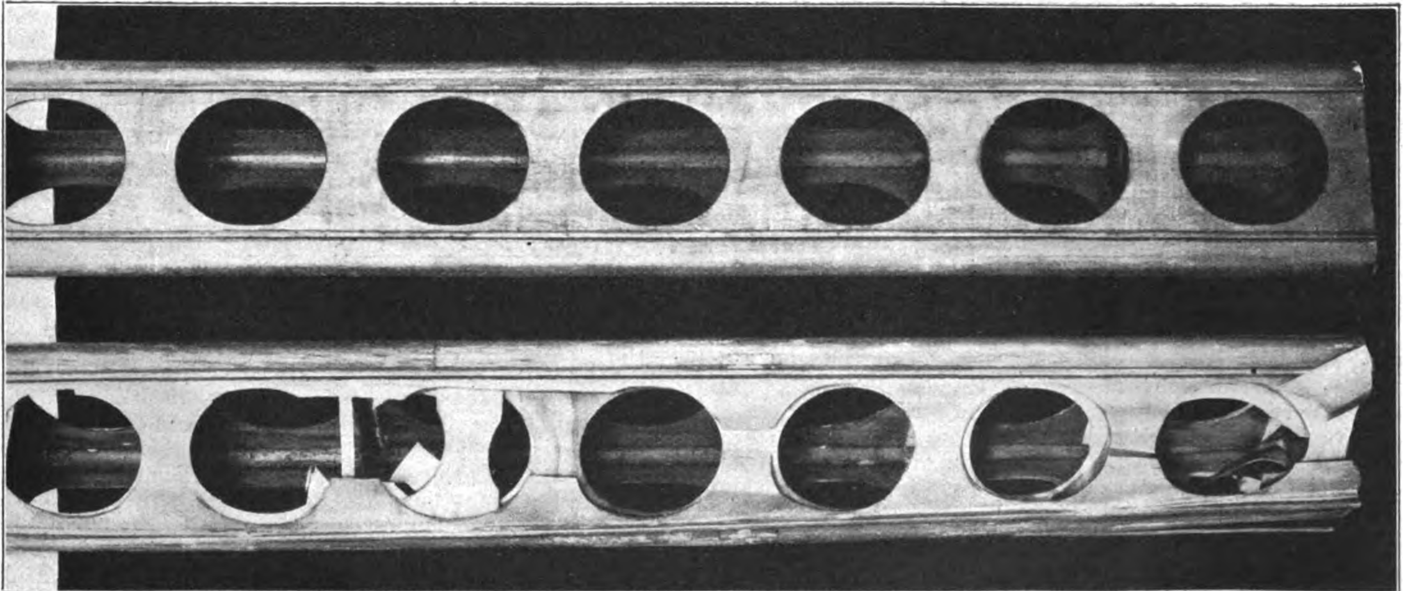


Abb. 17. Versuchsträger (Text S. 120).

Abb. 18. Seitengondel (Text S. 121).

gehäuse eingebaut ist. Das Wechselgetriebe gestattet drei Schaltungen, und zwar den Antrieb der Maschine durch zwei Motoren, durch einen der beiden Motoren allein und durch den im Fahrwind laufenden Propeller derart, daß in allen drei Fällen die Dynamo mit derselben Drehzahl läuft. Auf der vorderen Gondel befindet sich eine weitere F.T.-Maschine, die durch Keilriemen, Vorgelege und Flachriemen vom Benzinmotor angetrieben wird oder von dem als Motor geschalteten elektrischen Generator der Niederspannungsanlage. Ein Umschalter in der Führergondel ermöglicht die Benutzung der einen oder anderen F.T.-Maschine.

Außerdem ist auf der vorderen Gondel eine Niederspannungsstromlieferanlage für das elektrische Schiffsnetz untergebracht. Sie besteht aus einem Zweileitergenerator mit selbsttätiger Spannungsregelung, einer 24 Volt-Sammler-Batterie und einer Schalttafel. Der Generator und die Batterie arbeiten im regelrechten Betrieb nebeneinander auf das Netz. Die Maschine hält infolgedessen die Batterie dauernd auf Spannung. Maschine und Batterie dienen gegenseitig als Aushilfe.

Die Maschine ist vom Antrieb des Luftschiffmotors abkuppelbar und treibt nach Einrücken eines Mitnehmerstiftes als batteriegespeister Motor die F.T.-Maschine. Mittels dieses Maschinensatzes kann der F.T.-Verkehr etwa $^1/_2$ h lang aufrechterhalten werden, vorausgesetzt, daß die Batterie voll aufgeladen war.

In der Brennstoffanlage (Abb. 45, Tafel I) sind jedem Motor zwei Fallbehälter und vier bis fünf Abwurfbehälter zugeteilt. Die Leitungen sind für alle Abwurfbehälter getrennt und am Motor durch Umsteuerventile verbunden. An Schmieröl werden bis zu 600 kg mitgeführt, wovon bei jedem Motor 10 kg in einem Umlaufbehälter enthalten sind. Der Rest befindet sich in einem durch die Auspuffgase heizbaren, auf Filz gelagerten Vorratsbehälter.

Die Führergondel (Abb. 1, S. 113 und Abb. 51 und 52, Tafel II und Abb. 19—23, S. 127) ist nahe am Schiffskörper starr aufgehängt und durch eine feste Leiter mit dem Laufgang verbunden. Vom Laufgang aus ist mit Hilfe eines gasdicht umkleideten Steigeschachtes der Ausguck auf der Oberseite des Schiffes zugänglich. Die Führergondel stellt gewissermaßen das Zentralnervensystem des Schiffes dar. Hier werden vorne das Seitensteuer und links das Höhensteuer, ferner rechts die Maschinentelegraphen und der neben dem Pendelfernrohr rechts angeordnete Bombenabwurfkasten bedient. Zur Ausrüstung des Führerstandes gehören ferner u. a. der Kompaß, die Höhenmesser, das Variometer zum Anzeigen der Steig- oder Fallgeschwindigkeit, die Ballastzüge (links oben), die Lichtschalter (links unten). Der hintere Teil der Führergondel

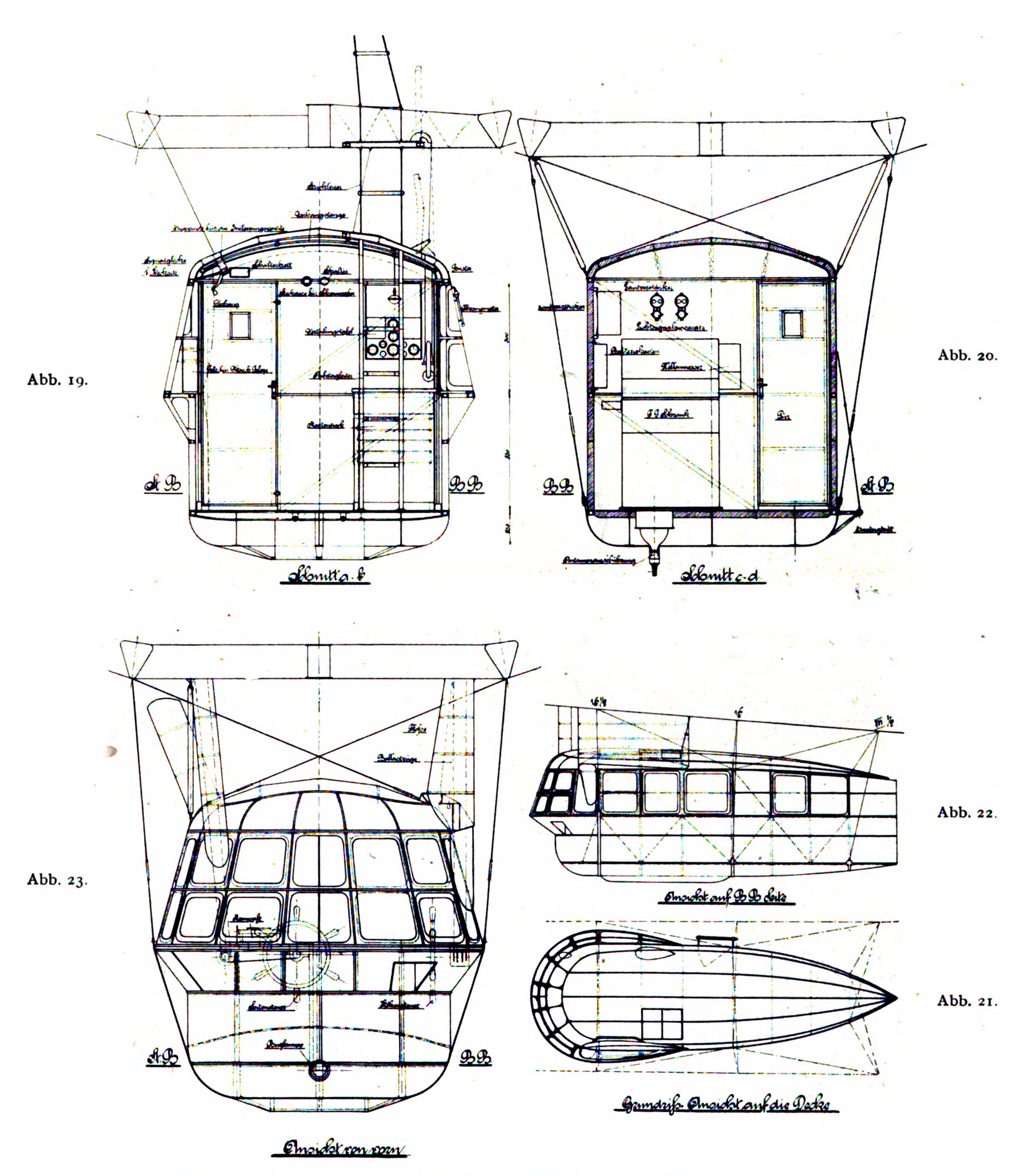


Abb. 19—23. Schnitte, Seitenansicht, Grundriß und Ansicht von vorn der Führergondel (Text S. 126).

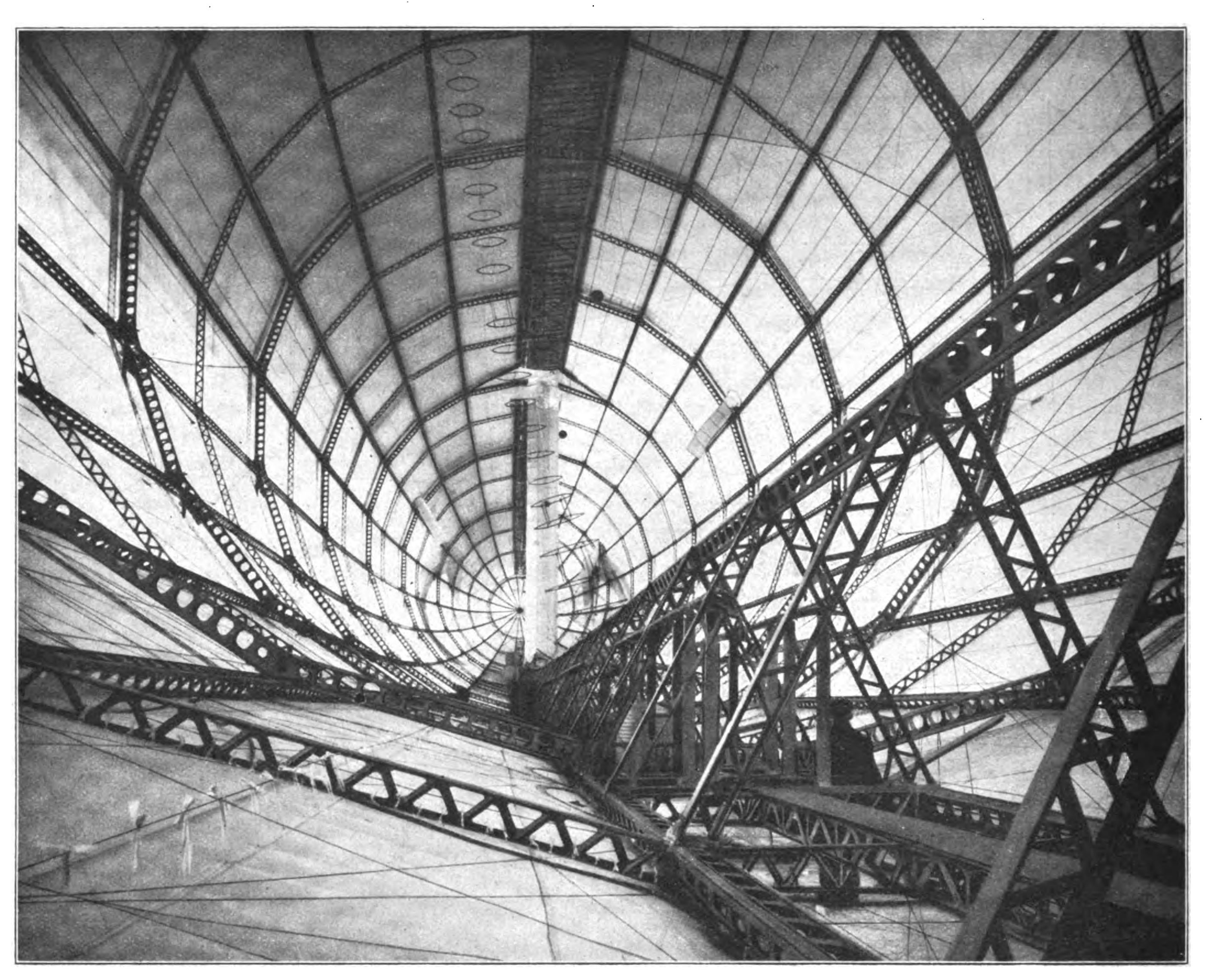


Abb. 24. Laufgang (Text S. 117).

ist abgetrennt und als Raum für den funkentelegraphischen Dienst eingerichtet.

Bei der Landung wird das Schiff an zwei schweren Tauen von etwa 25 mm D rchm. und 200 m Länge heruntergeholt, die an dem zweiten Ringe von vorne befestigt sind. An dem vordersten Ringe sowie an allen unteren Hauptringknotenpunkten sind beiderseits seitliche Halteleinen festgemacht, durch die das Schiff gegen Querwind gehalten wird. Dem gleichen Zweck dient die hinter der vorderen und der hinteren Gondel vorgesehene Laufkatzenverankerung, mit deren Hilfe das Schiff insbesondere beim Einfahren in die Halle gesichert wird. Außer an den Halteleinen greifen die Haltemannschaften vor allen Dingen an den Haltestangen der unteren Maschinengondeln an sowie an besonderen Haltegerüsten, die bei der Landung von der Erde aus angesetzt werden. Die Wirkungsmöglichkeit der Haltemannschaften an den Maschinengondeln wird dadurch gesteigert, daß die Maschinengondeln durch druckfeste Stäbe gegen das Schiff abgestützt sind. Diese dienen gleichzeitig als Knickstützen, die ohne Schaden für Schiff und Gondeln brechen können, wenn das Schiff mit der Gondel zu hart auf dem Boden aufstößt.

Die technische Entwicklung des Luftschiffbaus ist heute noch lange nicht abgeschlossen. Die vorstehende Beschreibung zeigt aber, daß der Luftschiffbau schon heute eine Vollkommenheit erreicht hat, die das Luftschiff zur Erfüllung gewisser Aufgaben, insbesondere des Luftverkehrs und der Sicherung von Marinestreitkräften in hervorragendem Maße befähigt. Sind auch unsere Aussichten auf diesem Gebiete in der nächsten Zeit recht trübe, so wäre es doch ein großer Verlust für die gesamte Technik, wenn der deutsche Luftschiffbau für absehbare Zeit zum völligen Stillstand verurteilt wäre und dadurch die großen Erfahrungen der Werften wertlos gemacht würden. Unter diesen Umständen wäre zu wünschen, daß der deutsche Luftschiffbau die Möglichkeit behielte, auf seinem Gebiete weiter tätig zu sein, wäre es auch nur in der Weise, daß er durch Lieferungen an das Ausland an der Wiederbelebung unserer Ausfuhr teilnehmen könnte.

Zusammenfassung.

Die ausführliche Darstellung eines neueren Luftschiffes des Luftfahrzeugbaus Schütte-Lanz enthält die Beschreibung des Schiffskörpers, dessen Form, Steuereinrichtung und innenliegender Laufgang kennzeichnend sind und für dessen Aufbau aus Sperrholz hergestellte Träger Verwendung fanden. Im Innern des Schiffskörpers sind zwischen den Zellen besondere Gasschächte angeordnet. Bei der aus fünf Maybach-Motoren von je 240 PS bestehenden Maschinenanlage sind die Seitengondeln, die unstarre Gondelaufhängung und die Lagerung der Luftschrauben am Gondelende besondere Merkmale.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

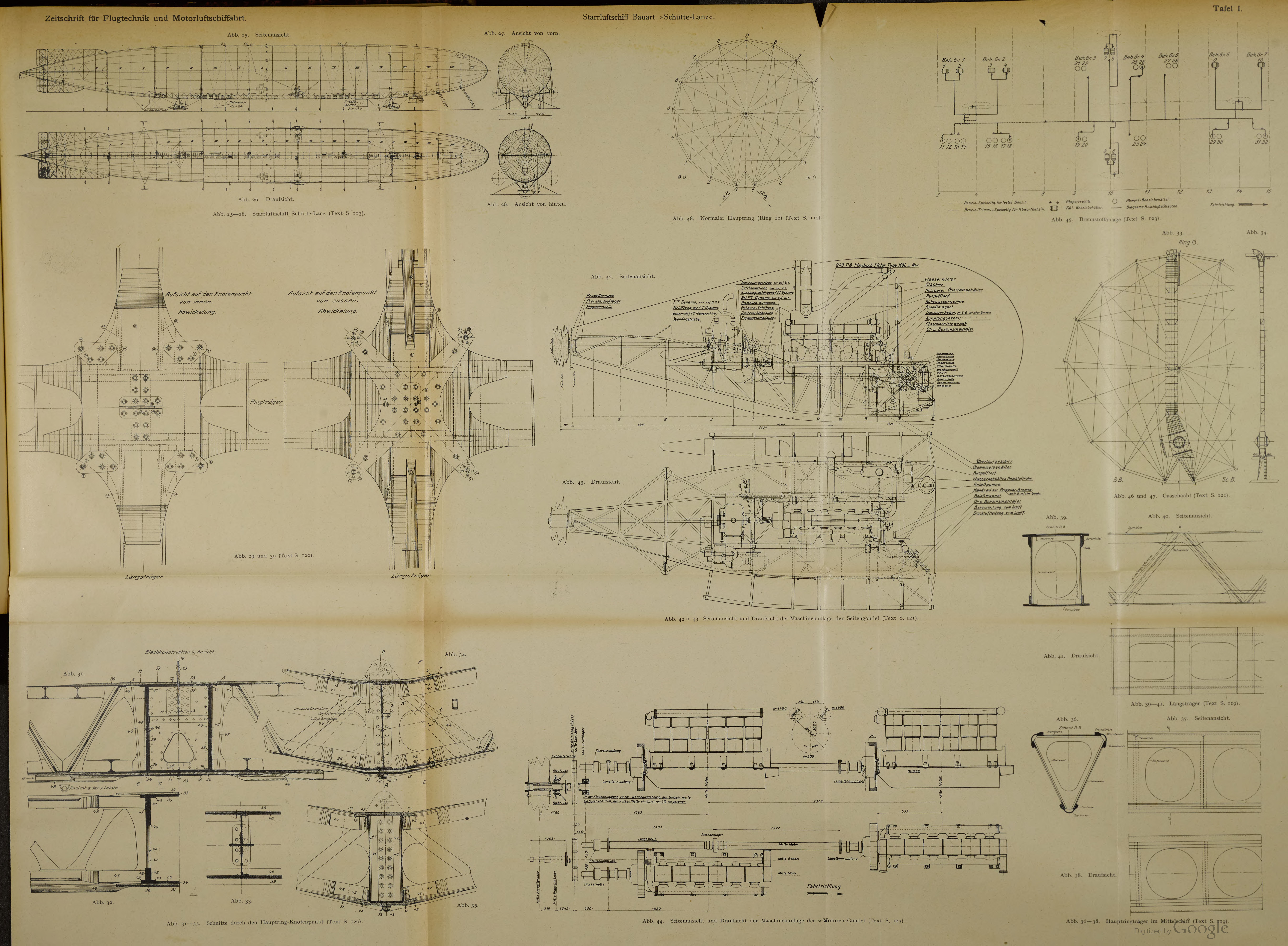


Abb. 25—28. Starrluftschiff Schütte-Lanz (Text S. 113).

Abb. 48. Normaler Hauptring (Ring 10) (Text S. 115).

Abb. 45. Brennstoffanlage (Text S. 123).

Abb. 29 und 30 (Text S. 120).

Abb. 42 u. 43. Seitenansicht und Draufsicht der Maschinenanlage der Seitengondel (Text S. 121).

Abb. 46 und 47. Gasschacht (Text S. 121).

Abb. 39—41. Längsträger (Text S. 119).

Abb. 31—35. Schnitte durch den Hauptring-Knotenpunkt (Text S. 120).

Abb. 44. Seitenansicht und Draufsicht der Maschinenanlage der 2-Motoren-Gondel (Text S. 123).

Abb. 36—38. Hauptringträger im Mittelschiff (Text S. 119).

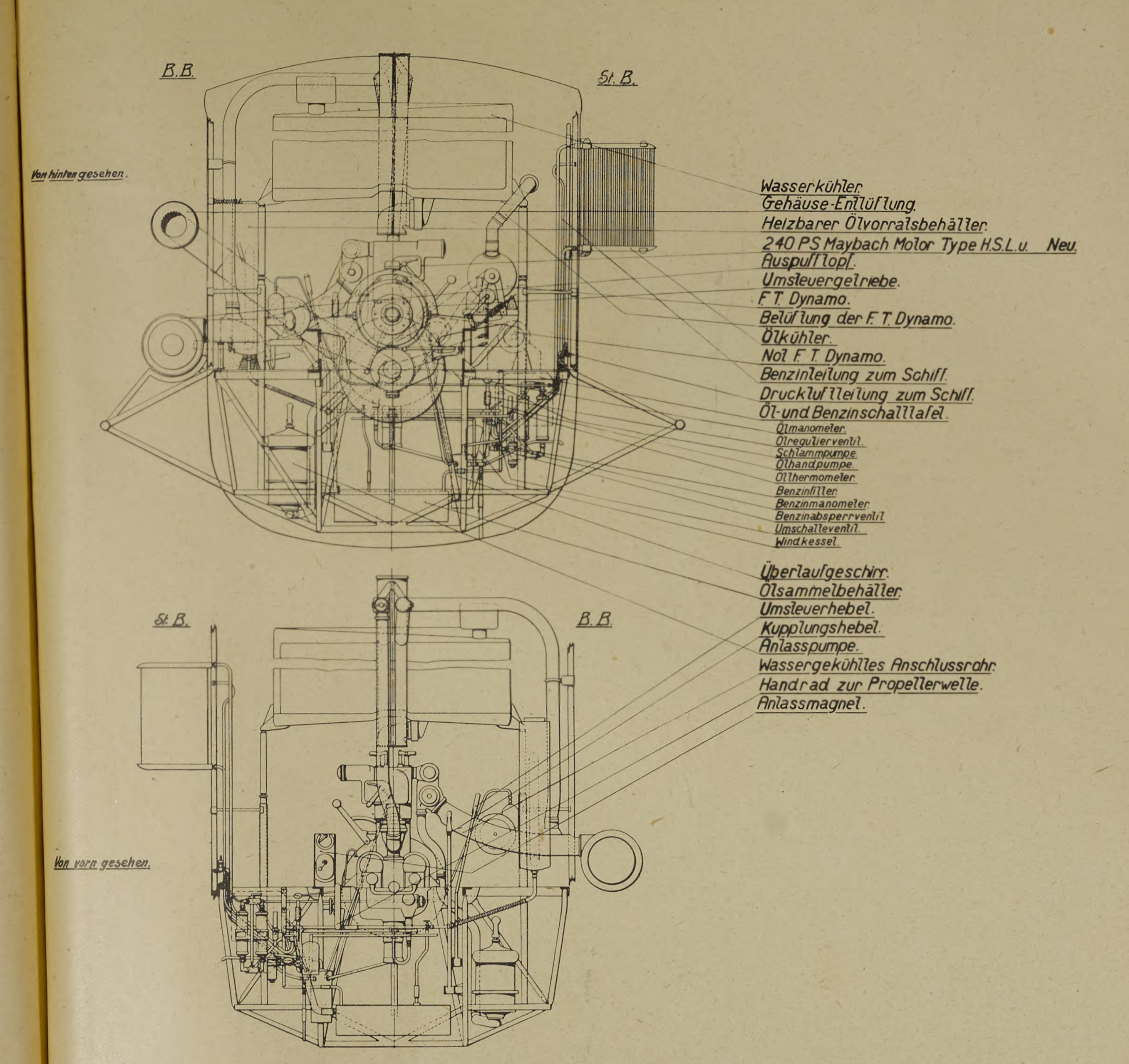


Abb. 49 und 50. Hinter- und Vorderansicht der Maschinenanlage der Seitengondel (Text S. 121).

Abb. 51.

Abb. 52.

Abb. 51 und 52. Seitenansicht und Grundriß der Führergondel (Text S. 126).



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

9. Heft | 17. Mai 1921 | 12. Jahrgang

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921.

Nachtrag 1 zur Ausschreibung.

(ZFM Jahrgang 1921, 4. Heft vom 28. Februar 1921, S. 49.)

Zusatz zum § 7. Preise:

VI. Preis für die höchste Gleitzahl. Betrag M. 15000.

Der Bewerber hat folgende Sonderbestimmungen zu erfüllen:

1. Die Meldung zu diesem Preis hat bis 7. August 1921, 12 Uhr mittags, bei der Geschäftsstelle[1]) zu erfolgen.

Gleichzeitig mit der Meldung ist eine vom Anmelder (§ 5) unterschriebene Erklärung einzureichen, daß er sein Einverständnis dazu erteilt, daß eine Flugzeug-Skizze, welche sich auf Umrisse und Querschnitte erstreckt, sowie die aerodynamischen und sonstigen Versuchsergebnisse veröffentlicht werden.

2. Die technischen Unterlagen sind in drei Ausfertigungen einzuliefern und müssen so beschaffen sein, daß die Herstellung eines genauen Modelles, insbesondere was die vom Wind bestrichenen Teile, auch Spanndrähte, angeht, möglich ist.

3. Mit dem Flugzeug müssen während des Wettbewerbes eine Gesamtflugdauer von mindestens 5 min, eine Wendung von 360° und 3 einwandfreie Landungen ohne jede Beschädigung erzielt worden sein. Während dieser Flüge durch Meßgeräte (Höhen-, Steuerdruck-, Beschleunigungsschreiber u. dgl.) gemachte und von der Sportleitung beglaubigte Aufzeichnungen sind beizufügen.

Die Technische Kommission hat ihr Urteil abzugeben über:

a) den Wert der unter 3 geforderten Leistungen,
b) den Bau des Flugzeuges, der einen technischen Fortschritt enthalten muß,
c) die Sicht für den Führer,
d) die Stabilität des Flugzeuges, insbesondere bei langsamstem Flug,
e) die Landefähigkeit.

Sie läßt solche Flugzeuge, deren Beurteilung erfolgversprechend ist, auf Kosten der Veranstalter im Modell herstellen und auf aerodynamische Eigenschaften von der Aerodynamischen Versuchanstalt in Göttingen untersuchen. Das Urteil der Technischen Kommission, etwaige Aufzeichnungen mitgeführter Meßgeräte und die Meßergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt werden dem Preisgericht zur Beschlußfassung vorgelegt.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes.	Verband Deutscher Modell- und Gleitflug-Vereine.
Dr. Kotzenberg.	I. A.: Ehrhardt.

Die Ausschreibung des Sonderwettbewerbs für unbemannte Modell- und Segelflugzeuge wird in aller Kürze veröffentlicht werden.

Diese Ausschreibung wird vom Verbande Deutscher Modell- und Gleitflugvereine sowie von der Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrerverbandes erlassen. Der Wettbewerb findet vom 15.—25. August 1921 anläßlich des Rhön-Segelflugwettbewerbes gleichzeitig auf den Höhen und benachbarten Hängen der Wasserkuppe statt.

Die Veranstaltung bewertet die Ausnutzung natürlicher Windenergie beim Fluge von unbemannten Modellen ohne motorischen Antrieb, welche geeignet sind, neue gangbare Wege zur praktischen Ausübung des Segelfluges von bemannten Flugzeugen experimentell nachzuweisen. Die ausschließlich oder weitaus vorwiegende Deckung des Energiebedarfes aus der Energie aufsteigender Luftströmung kann nicht als neuer Weg angesehen werden.

[1]) Die Geschäftsstelle der Veranstaltung ist in Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8.

Die für die Meldung vorgeschriebenen Formulare

1. Meldung zum Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921,
2. Nachtrag der Meldung zum Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921,
3. Baubeschreibungen

werden von der »Geschäftsstelle des Rhön-Segelflug 1921«, Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8, kostenlos abgegeben.

Es wird gebeten, Porto für die Rückantwort beizufügen.

Ferner ist der Nachtrag 1 zur Ausschreibung allen diesen Sendungen beigefügt.

Der Adlershofer Höhenprüfstand.

Von K. Fr. Nägele.

Vor Jahresfrist erfolgte an dieser Stelle[1]) die Beschreibung der Unterdruckkammer des Luftschiffbau Zeppelin und des amerikanischen Höhenprüfstandes des Bureau of Standards. Zur Vervollständigung des Gesamtbildes möge die anschließende Abhandlung über den Adlershofer Höhenprüfstand dienen.

Schon während der Vorbereitungen zum 2. Kaiserpreiswettbewerb für den besten deutschen Flugmotor im Jahre 1913 machte Prof. Dr.-Ing. Bendemann, der Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, den Vorschlag, eine Unterdruckkammer zu bauen. Der hohen Kosten wegen kam der Gedanke jedoch damals nicht zur Ausführung.

Als sich später das Bedürfnis ergab, die Höhenleistung der Flugmotoren zu kennen, griff Bendemann 1916 diesen Gedanken wieder auf und setzte seine Ausführung durch. Der Verfasser wurde mit der Konstruktion und dem Bau der Anlage betraut. Die Inbetriebnahme erfolgte 1918.

Entgegen der Bauart des L. Z. mit Gerätebedienung innerhalb der Unterdruckkammer, wurde eine solche von außen in der richtigen Erkennung der Gefahren für das Prüfpersonal bei schnellem Luftdichtewechsel während der Versuche vorgesehen. Dies bestätigten auch die mit dem Prüfstand erzielten Leistungen, indem Luftdichten entsprechend einer Höhe von 10000 m in einer Minute hergestellt und in derselben Zeit wieder ausgeglichen werden konnten. Der Aufbau des Prüfstandes gliederte sich dadurch wie folgt:

1. Unterdruckkammer mit Leistungswage,
2. Kühlanlage mit Pumpen und Rückkühler,
3. Gebläse (Luftpumpe) mit Antriebsmotor,
4. Motoreinbauraum mit kleiner Werkstätte,
5. Kälteanlage zur Erzeugung kalter Luft,
6. Bedienungs- und Instrumentenraum.

(Vgl. Grundriß, Abb. 1.)

Als Unterdruckraum fand ein Kessel mit 2,5 m Dmr und 7 m Länge Verwendung, dessen einer Boden verschiebbar aufgehängt als lösbarer Deckel diente. Die Dichtung erfolgte durch einen Gummireifen, eine Verschlußvorrichtung zeigte sich später nicht nur als überflüssig, sondern auch als unzweckmäßig und gefährlich bei Explosionen durch Gemischbildung im Kessel. Der andere Boden wurde mit Trägern zur Aufnahme der pneumatischen Lagerung für die Verbindungswelle des Motors mit der Wasserbremse, die außerhalb des Kessels Aufstellung fand, um eine fälschende Luftbefeuchtung durch ihre Dampfbildung zu vermeiden, ausgestattet. In den Kessel führen Gleise, um den mit Rädern versehenen Pendelrahmen mühelos in den Motoreinbauraum bringen zu können. Eine umlegbare Gleisbrücke stellt die Verbindung zwischen Vorraum und Kessel her. Im Kessel sind alle beim Austausch eines Motors zu lösenden Verbindungen so eingerichtet, daß ein Herausnehmen des Pendelrahmens durch zwei Leute nur 5 min dauert. Schlauchverbindungen sind zu diesem Zwecke beispielsweise wie diejenigen der Feuerwehrschläuche durchgebildet.

Die Motor-Drehmomentmessung erfolgt durch Pendelrahmen, der so ausgestaltet ist, daß durch Verstellbarkeit die verschiedensten Motoren, auch Stern und Umlaufmotoren eingebaut werden können. Die beiden Laufgewichte

[1]) Jahrgang 11, Heft 4 und 5.

der für links- und rechtslaufende Motoren eingerichteten Drehmomentwage werden durch einen umsteuerbaren Elektromotor betätigt, außerdem ist auch eine Verstellung inner-

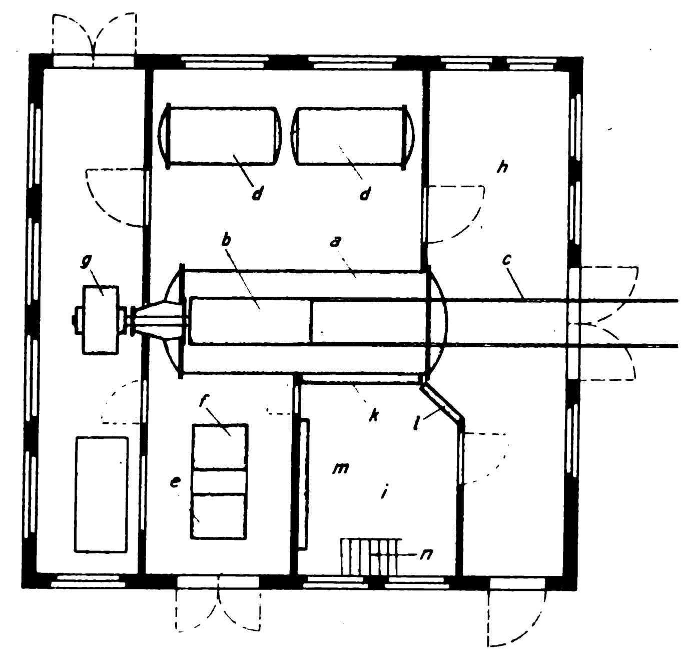


Abb. 1. Grundriß des Flz-Höhenprüfstandes (ohne Rückkühlanlage).

Es bedeuten:

a Unterdruckkammer oder Kessel,
b Fahrbarer Pendelrahmen zur Leistungsmessung,
c Schienenanlage zum Pendelrahmen,
d Kühler zur Abkühlung der Auspuffgase,
e Gebläse zum Absaugen der gekühlten Auspuffgase,
f Elektromotor zum Antrieb des Gebläses,
g Wasserbremse zur Drehmomentbestimmung und Leistungsaufzehrung,
h Werkstattraum zum Einbau der Motoren,
i Instrumenten- und Bedienungsraum,
k Hauptschalttafel zur Bedienung und Messung des Prüfmotors,
l Schalttafel mit den Kühlwasser- und Brennstoffmeßgeräten,
m Schalttafel für sämtliche elektr. Schaltgeräte,
n Treppe nach dem unten liegenden Pumpenraum.

halb des Kessels durch Handrad möglich (siehe Abb. 2). Die Größe des Drehmoments wird im Instrumentenraum durch ein Zählwerk in $^1/_{10}$ mkg angezeigt. Nach dorthin wird auch die genaue Stellung der Drehmomentwage elektrisch übertragen. Zu erwähnen wäre hier noch die Abdichtung der

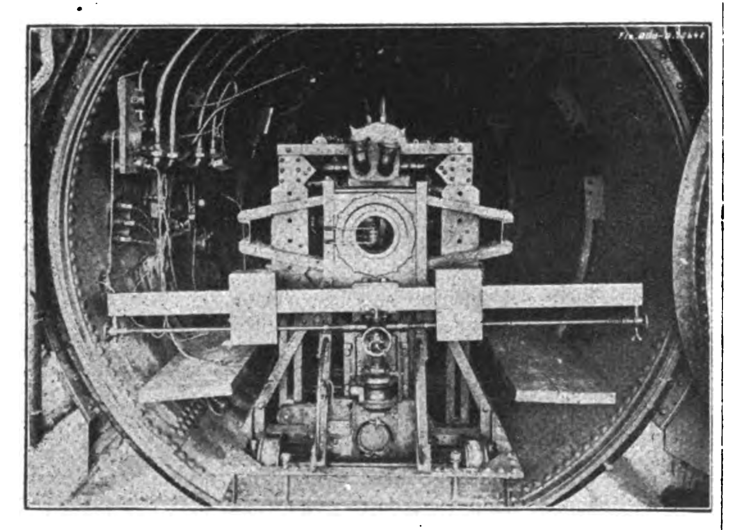


Abb. 2. Unterdruckraum mit eingeschobenem Prüfwagen. (Drehmomentwage deutlich zu erkennen.)

vom Motor durch die Kesselwand zur Wasserbremse führenden Welle, vermittelst Sonderstufendichtung mit Ölfüllung. Die Verbindung der Dichtung mit dem Kessel erfolgte durch ein nachgiebiges Wellrohr, um der Einstellung der Welle und den auftretenden Schwingungen folgen zu können. Da nur rotierendes Öl als Dichtungsmittel in Frage kommt, kann die durch die Dichtung verzehrte Arbeit bei der Leistungsmessung an der Wasserbremse vernachlässigt werden.

Um die Abgase absaugen zu können, ist deren Abkühlung auf 25° C oder bei Bestimmung ihres Wärmeinhaltes auf Kesselluftwärme nötig. Zu diesem Zweck werden die Abgase durch eine isolierte Leitung nach den neben dem Kessel aufgestellten Kühlern geleitet (siehe Abb. 3 Querschnitt durch die Gesamtanlage). Zwischen Kessel und Kühlern ist ein Überdruckventil eingebaut, um bei Nachexplosionen eine Zerstörung der Kühler durch Überdruck zu vermeiden. Die Kühler zusammen haben rd. 120 m² gasberührte Kühlfläche und sind als Rohrschlangenkühler ausgeführt. Die Gase umspülen die Rohre, das Kühlmittel wird durch die Rohre geleitet. Die ganze Rohranlage ist ausziehbar zwecks leichter Reinigung und Nachdichtung. Diese Anordnung, die als trockene Kühlung bezeichnet werden kann, gegenüber der einfacheren Kühlart durch Einspritzen von Wasser in die zu kühlenden Gase, hat den Vorteil, daß man bei Abkühlung der Gase auf Kessellufttemperatur ihren Wärmeinhalt angenähert und leicht bestimmen kann durch Messung der Kühlwassermenge und des Temperaturunterschiedes.

Der Umlauf des Kühlwassers wird durch zwei elektrisch angetriebene Zentrifugalpumpen hervorgerufen, die Rückkühlung in einem hölzernen Kaminkühler. Durch in die Leitung eingebaute Glasröhren kann der Umlauf jederzeit überwacht werden, außerdem geben einige Manometer Aufschluß

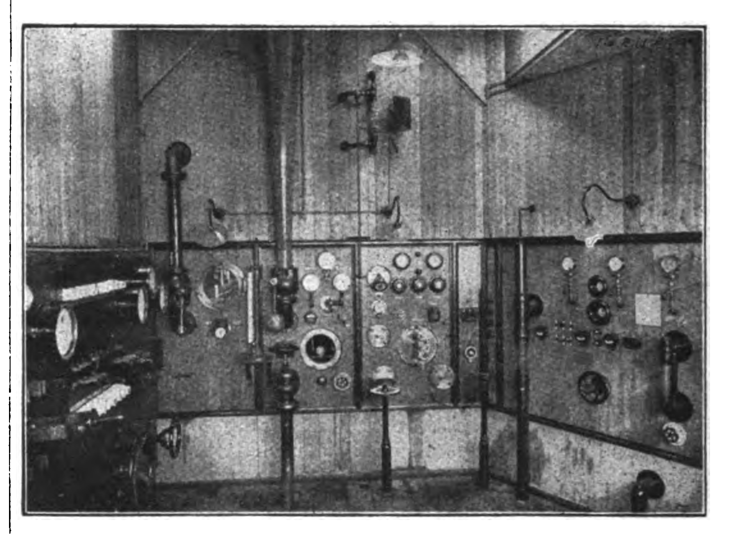


Abb. 4. Instrumentenraum mit den Bedienungshebeln.

über die Druckverteilung in der Anlage, so daß Stauungen und Luftansammlungen sofort bemerkt werden.

Trotz der besseren Enkeschen Gebläse wurde des geringeren Preises und der kürzeren Lieferzeit wegen ein Aerzener Gebläse zur Erzeugung des Unterdruckes und Förderung der Abgase eingebaut, und mit einem Gleichstrommotor von 125 PS bei einer Spannung von 500 V, direkt gekuppelt angetrieben. In Erwägung wurde auch der Antrieb durch einen Flugmotor gezogen, jedoch der Betriebssicherheit wegen dem elektrischen Antrieb der Vorzug gegeben.

Um ein schnelles Auswechseln der Motoren zu ermöglichen, wurde unmittelbar vor dem Kessel eine kleine Werkstätte eingerichtet mit autogener Schweißanlage und allen Hilfsmitteln zur Ausführung kleiner Änderungen, um unabhängig von den anderen Werkstätten zu sein.

Die zum Prüfstand geplante Ammoniak-Kälteanlage zur Erzeugung kalter Luft, entsprechend den in großen Höhen herrschenden Temperaturen, gelangte der hohen Kosten und der langen Lieferzeit wegen nicht zur Ausführung. Als Ersatz und zur Festlegung der Abweichung waren Versuche im Hochsommer ausgeführt worden, zu denen zwecks Gegenüberstellung Versuche in der kältesten Zeit des Winters, bei Nacht und am frühen Morgen geplant waren. Diese Arbeiten müssen bis auf weiteres zurückgestellt werden.

Den Mittelpunkt des Instrumentenraumes bildet die mit Spiegelglas abgedeckte Schauöffnung am Kessel, durch die das Innere desselben zu übersehen ist. Um diese Öffnung gruppieren sich zunächst die wichtigsten Anzeigevorrichtungen und Bedienungshebel (siehe Abb. 4). Zuerst das Unterdruckregel- und Einstellventil in Sonderausführung, ein Quecksilberbarometer zur Druckmessung, Steuerung der Drehmomentwage mit Lagenzeiger und Belastungszähler, drei Unterdruckmanometer zur Übersicht der Druckverteilung. Links der Schauöffnung ein Drehzahlschreiber, ein Höhenschreiber, ein Ausgleichventil, Betätigung des Sicherheitsventils, einige Handölpumpen und eine zweite Schauöffnung unmittelbar dem Motor gegenüber. Rechts der Schauöffnung Steuersäule zur Wasserbremse, Kühlwasserregelhahn, oben ein mechanischer Drehzähler mit Stoppwerk (Prüftachometer-Sonderbauart), ein elektrischer Zähler, Zündungsschalter mit magnetelektrischem Anlasser und Anzeigevorrichtung ob die Zündung ein- oder ausgeschaltet ist, Öl und Benzindruckmesser, drei Flachspindelsteuerzüge mit Millimeterteilung, Grob- und Feinverstellung (Sonderausführung) für Vergaserdrossel, Höhenvergaser und Zündung, Telephon in den Kessel, Steuersäule für den Anlaßmotor. Die Bestimmung des Brennstoffverbrauchs erfolgt durch ein oberhalb der Schalttafeln angeordnetes Meßglas mit Unterdruckanschluß, um stets gleiche Fallhöhe zu haben.

Anstoßend an die bereits beschriebene Schalttafel folgt rechts eine zweite mit den Instrumenten zur Wasser- und Wärmemessung. Zuerst, ein Schauglas eingebaut in die Kühlwasserumlaufleitung der Gaskühler, ein Druckanzeiger für die Hauptwasserleitung, ein weiterer für Pumpe 1, ein dritter für Pumpe 2, dann ein Schauglas für das Motorkühlwasser, sowie hierzu ein Wassermesser, ein zweiter Wassermesser für das Kühlwasser der Gaskühler und des Auspufftopfes (umschaltbar), eine Reihe von Schaltern zur widerstandselektrischen Temperaturfernmessung für ungefähr 20 über die Prüfanlage verteilte Meßstellen, (auch in den Ansaugrohren und im Motorgehäuse).

Auf der anderen Seite befindet sich eine weitere Schalttafel zur Überwachung der gesamten elektrischen Anlage, zur Regelung des Gebläsemotors mit Fernschaltung zur Zentrale, zum Pumpenantriebsmotor, zum Motor der Drehmomentwage, Anlassermotor usw. in der üblichen Ausführung.

Zur Bedienung der ganzen Höhenprüfstandanlage und zur Ausführung der Messungen während eines Versuches sind nur zwei Personen erforderlich, an die allerdings hohe Anforderungen in bezug auf Meßtechnik und Zuverlässigkeit gestellt werden. Ein gut durchgeführter Versuch nimmt ungefähr 3 bis 4 Stunden an Zeit in Anspruch, bei Vornahme der Stichmessungen von 500 zu 500 m Höhe, denn es dauert immer einige Zeit, bis der Beharrungszustand der ganzen Anlage sich eingestellt hat, dessen Erreichen und Erhalten im wesentlichen von der Übung des Regelnden abhängt. Oft wird ein wohlgelungener Versuch kurz vor seiner Beendigung durch eine Störung am Motor verdorben, eine nochmalige Durchführung des Versuches muß, so verdrießlich dies auch ist, erfolgen.

Während der Durchführung einer größeren Reihe von Versuchen im Adlershofer Höhenprüfstand, von denen später einige veröffentlicht werden sollen, ist mir nur in 2 Fällen eine nennenswerte Störung erinnerlich, das einemal zersprang bei einem Unterdruck, entsprechend einer Höhe von 5000 m, die Glasscheibe der Schauöffnung, nachdem diese schon oft einem Unterdruck von 10000 m standgehalten hatte. Die Nachforschung ergab, daß einer der sog. »Monteure« der Sicherheit halber die Flanschschrauben der Glasbefestigung nachgezogen hatte. Hierdurch waren unzulässige Vorspannungen entstanden, die gemeinsam mit der folgenden Druckbelastung eine Zerstörung hervorriefen. Die zweite Störung erfolgte durch einen Brand im Kessel. Beim Düsenwechsel am Vergaser eines Argusmotors war die Verschlußmutter am Brennstoffkanal versehentlich ohne Anwendung eines Schlüssels eingeschraubt worden, was ein vollständiges Lösen während des Versuches in 4000 m Höhe zur Folge hatte.

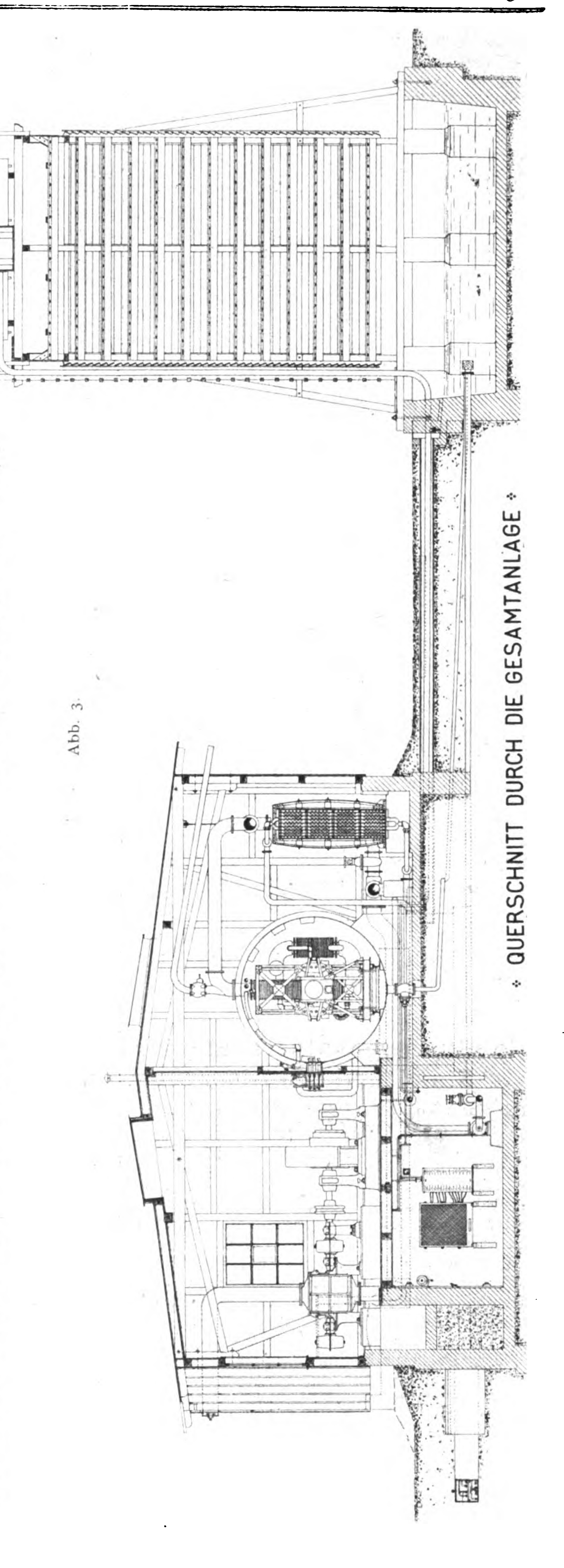


Abb. 3.

Das in dickem Strahl ausfließende Benzin wurde durch den Rückschlag der brennstoffarmen Vergaserseite entzündet, so daß das Innere des Kessels einem Feuermeer glich. In beiden Fällen wäre allerdings eine Besatzung des Kessels wohl kaum ohne ernstlichen Schaden zu nehmen davongekommen.

Aus Vorgenanntem ist ersichtlich, daß der Adlershofer Höhenprüfstand, abgesehen von der nicht zur Ausführung gelangten Kühlanlage, dem des »Bureau of Standards« nicht nachsteht, obwohl seine Konstruktion bereits ein Jahr früher festgelegt war. Da die Industrie zum Teil auch Prüfstände für Höhenuntersuchungen herstellte, die mehr oder weniger befriedigende Ergebnisse zeitigten, möge hier noch eine in ihrer Einfachheit vorbildliche Ausführung beschrieben sein (siehe Abb. 5).

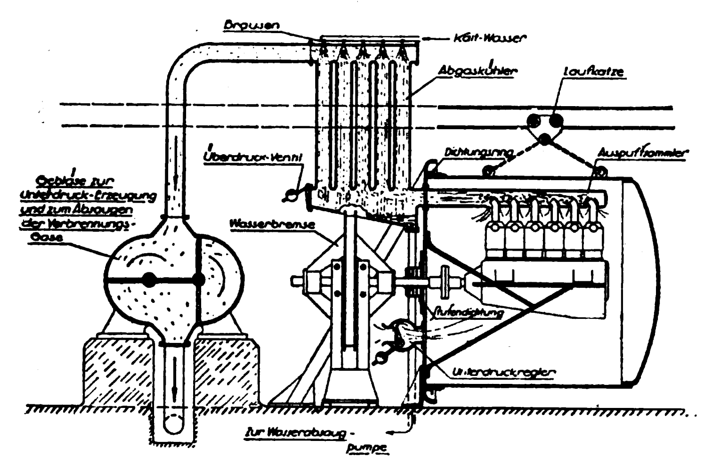


Abb. 5. Schema einer einfachen Unterdruckprüfanlage.

Eine feststehende eiserne Wand (Kesseldeckel) trägt an ihrer Außenseite alle Meß- und Regelvorrichtungen und unmittelbar anschließend die Wasser- oder elektrische Bremse, an der Innenseite den Motorträger mit dem Motor und Auspuffsammler. Über die Innenseite wird ein Kessel gestülpt, der verschiebbar an einer Laufkatze aufgehängt ist. Das übliche Gebläse saugt die ein Röhrensystem mit Wasserberieselung passierenden Auspuffgase ab. Dieser Prüfstand ersetzt außerdem einen solchen gewöhnlicher Bauart, indem die Glocke zurückgeschoben wird, und die Auspuffgase durch das Überdruckventil entweichen. Besonders vorteilhaft ist er auch in bezug auf den Motoran- und -abbau, da durch den verschiebbaren Kessel jede Behinderung wegfällt. Im übrigen ist diese Ausführung in der Lage, alles das zu leisten, was man in der Industrie normalerweise von einem Höhenprüfstand verlangt.

Die Flugzeugphotographie, ihr heutiger Stand und künftiger Ausbau.

Nach einem Vortrag auf dem »Flugtechnischen Sprechabend« der WGL am 11. März 1921.

Von Erich Ewald.

Die Luftfernaufnahme gibt eine naturwahre Darstellung der Wirklichkeit wie jedes photographische Bild. Sie gibt weiter wegen des hohen Aufnahmestandortes große Übersichten und nähert sich damit den Eigenschaften der Karte. Gegenständliche Auszeichnung auf der einen Seite, vereinheitlichende Zusammenfassung auf der anderen sind die Vorzüge des Luftbildes, das sich als ein Mittel- und Bindeglied ergänzend zwischen Erdaufnahme und Karte einschiebt, das aber darüber hinaus auch Eigenwert besitzt.

Die Luftfernaufnahme ist ein neues technisches Hilfsmittel der Erdbeschreibung. Ihr Wert als Veranschaulichungsmittel ist der primäre. Sie wurde während des Feldzuges in dieser Form am Anfang ausschließlich, im weiteren Verlauf vornehmlich verwendet. Aus dem Bilde heraus wurden die Geländeverhältnisse, Lage und Anordnung der feindlichen Befestigungen, ihr Ausbau im einzelnen, die Art der rückwärtigen Anlagen und Lager abgelesen; das Bild blieb die Grundlage für eine unterrichtliche Verwertung im Lesen und Gebrauch des Fliegerbildes, seine Angaben wurden direkt verwertet für die Berichtigung und Neuaufstellung von Kartenmaterial. Aus diesen Erfahrungen — und auf Grund der Versuche, die bereits vor dem Kriege angestellt waren — bildete sich das zweite große Anwendungsgebiet heraus, die Luftbildmessung. In einer Luftbildmeßabteilung wurden mit Hilfe der mittels Meßkammern hergestellten Luftbilder Karten angefertigt. Im folgenden soll nur die Frage der direkten Verwertung des Luftbildes behandelt werden.

An Hand einiger Bilder von demselben Gelände in verschiedener Aufnahmeart wurde gezeigt: Die Schrägaufnahme aus geringer Höhe gibt ein anschauliches Bild der Landschaft, bringt aber nicht mehr als der Blick von einem überhöhenden Punkt. Aus größerer Höhe sehen wir in der vereinheitlichenden Darstellung die großen Geländeflächen, die Massen der Siedlungen, die geographischen Linien der Verkehrswege. Die Fernen verschwimmen aber im Dunst. Mit der Schräglage der Kammer wächst die Größe des aufgenommenen Gebietes, die Auswertbarkeit des Bildes nimmt entsprechend ab. Die senkrechte Aufnahme gibt das Gelände in der Draufsicht wie in einer Karte wieder, Wirklichkeit, Karte und Bild sind einander ähnlich. Der Maßstab des Bildes ist von Brennweite des Objektives und von der Aufnahmehöhe abhängig; damit ist es möglich, jedes beliebige Größenverhältnis einzuhalten. Die Bilder sind untereinander maßhaltig, sie können demgemäß zusammengestellt werden zur Luftbildkarte. In diese läßt sich aus der Karte ein Quadratnetz übertragen, wodurch die beiden Darstellungsmittel noch weiter einander genähert werden. Im Bilde lassen sich endlich die wichtigen geographischen Linien mit Tusche nachziehen, das photographische Bild kann ausgeschwächt werden, die zeichnerische Darstellung bleibt bestehen. So wird aus der Aufnahme eine Kartenskizze gewonnen.

Verwerten wir dieses so gewonnene Material für die künftigen wirtschaftlichen Aufgaben. Durch die gegenständliche Auszeichnung der Einzelheiten gibt das Luftbild gleichsam ein Füllmaterial für die Ergänzung von Karten. Bei der Ausführung von Wirtschaftsplänen großen Maßstabes, denen sich die Landesaufnahme in Zukunft in erhöhtem Umfange zuwenden wird, und für die gerade die Wiedergabe der Landschaft im einzelnen von Wichtigkeit ist, wird die Aufnahme aus der Luft wesentliche Dienste leisten können. Das Luftbild gibt den jeweiligen Zustand des Geländes wieder, es zeigt damit auch alle die Veränderungen in der Bodenbedeckung und Beschaffenheit wie auch in den Kulturbauten der Menschen. Es kann somit zur Unterstützung und zum Teil direkt als Ersatz für die Topographenreisen herangezogen werden. Im unwegsamen Gelände gestattet die Schnelligkeit des Flugzeuges, rasch ein Gebiet zu überfliegen und lückenlos mit Bildern zu decken, die nun gleichsam die Grundrißzeichnung für eine örtliche Vermessung abgeben. Zur Klarlegung der Verhältnisse im Wattenmeer ist eine Feststellung der Lage, Form und Ausdehnung der Sände, Priele und Baljen erforderlich, deren Besuch zur Aufnahme an Ort und Stelle teils unmöglich, teils gefahrvoll ist. Die Sände sind Wanderungserscheinungen unterworfen, wodurch sich die Schiffahrtsmöglichkeiten in den Fahrrinnen ändern, wodurch weiter auch die Erhaltung der Bauwerke gefährdet wird. Planmäßig wiederholte Aufnahmen geben ein Bild von dem jeweiligen Zustand und ferner ein Studienmaterial für die Erforschung, nach welchen Gesetzen diese Dünenwanderungen vor sich gehen. An dieser Stelle sei auch auf die Auffindung von Muschelbänken durch das Luftbild für die Fischerei hingewiesen.

Die Luftfernaufnahme wird direkt zum Ersatz für die Karte bei all den Aufgaben, bei denen die Dringlichkeit der Herstellung eine absolute Genauigkeit zurücktreten läßt. Bei Katastrophen ist es wichtig, schnell eine Übersicht über die Ausdehnung zu erhalten, um die erforderlichen Gegenmaßregeln treffen zu können. Bei periodischen Überschwemmungen kommt es auf eine Feststellung der Hochwasserlinien an, um danach die geeigneten Stellen für die Ausführung von Baulichkeiten und für Anbauflächen bestimmen zu können. Örtliche Vermessungen beanspruchen zu lange Zeit — die Gewässer werden sich vor der Fertigstellung bereits wieder verlaufen. Die Flugzeugphotographie gibt rasch das

vollständige Material, das später für eine kartographische Verwertung ausgenutzt werden kann.

Es ist endlich zu beachten, daß der weitaus größte Teil der Erde noch gar nicht oder nur unvollkommen vermessen ist, und hier erwachsen der Flugzeugphotographie weiteste Aufgaben. Es sei nur angedeutet: Erforschung eines neu zu erschließenden Gebietes, Erkennung geeigneter Landstücke für die Besiedlung, Aufnahme des Geländes für eine kartographische Festlegung, für eine Aufteilung der Flurstücke und für die Durchführung der Bewirtschaftung.

Die letztgenannten Arbeiten führen bereits in das Gebiet des Bau- und Siedlungswesens. Deutschland ist durch die Tätigkeit der Landesaufnahme gut vermessen. Für die Aufgaben der Siedlungspolitik, die zur Steuerung des heutigen Wohnungselendes von ernster Bedeutung ist, ist aber eine Klarlegung des brachliegenden, anbaufähigen und zu kultivierenden Landes erforderlich. Die Flugzeugphotographie gewährt diese in anschaulicher Weise, und mit der Darstellung der vorliegenden Verhältnisse gibt sie auch die Unterlage für die Planung der vorzunehmenden Bauarbeiten. Dieses gilt für die Bearbeitung eines Gräben- und Dränagenetzes zur Entwässerung eines Landes; es ist auch von Bedeutung für die Entwurfsbearbeitung jeder Bauanlage. Jedes Kulturwerk der Menschen auf der Erdoberfläche muß unter Berücksichtigung der Gegebenheiten der Örtlichkeiten ausgeführt werden, wenn es praktisch zweckmäßig sein und sich organisch in die Landschaft einfügen soll. Das Luftbild zeigt die Zufälligkeiten der Landschaft, bei seiner Verwendung arbeiten wir gleichsam am lebendigen Objekt, und von selbst werden wir dahin geführt, die Besonderheiten auszunutzen zu einer eigenartigen Gestaltung.

Die Luftfernaufnahme zeigt ferner die Wirkung der fertigen Anlagen und gibt eine anschauliche Übersicht über die neuzeitliche Entwicklung, die die Städte vornehmlich unter der Einwirkung von Industrie und Verkehr gewonnen haben. Es zeigt uns auch mit ernstmahnender Deutlichkeit, wie in den Wohnquartieren der Industrie- und Großstädte in keiner Weise den Anforderungen eines gesunden und seelisch behaglichen Lebens Rechnung getragen ist. Beim Herabschauen aus der Luft sehen wir die engen Höfe, die nicht genügend Licht und Luft erhalten, ganz abgesehen davon, daß durch das lebendige Luftbild das Uncharakteristische, Langweilige in den modernen Stadtanlagen eindrucksvoll uns vor Augen geführt wird.

Im Verkehrswesen kann die Flugzeugphotographie herangezogen werden für die Aufstellung von Verkehrsstatistiken sowohl der städtischen Straßen und Plätze wie auf den Bahnhöfen und in den Häfen. Für den Seeverkehr kommt dazu eine bildliche Wiedergabe der Betonnung im Fahrwassergebiet sowie eine Darstellung der Inseln und Küsten in einem Küstenatlas als Ansteuerungsbilder, ebenso wie in einem Luftverkehrsbuch die wichtigsten Flugstrecken in Luftbildkarten kleinen Maßstabes sowie die Flughäfen mit ihren Start- und Landeplätzen und ihren Unterbringungsmöglichkeiten zusammengefaßt werden können.

Die Flugbildunternehmungen haben anfangs vornehmlich Aufnahmen für die Ansichtskartenindustrie, für Werbe- und Reklamezwecke ausgeführt. Und es ist ganz sicher, daß die anschaulichen und naturwahren Bilder aus der Luft viel eindrucksvoller die Eigenheiten und Schönheiten einer Landschaft oder die Ausdehnung und Anordnung eines industriellen Unternehmens wiedergeben, als es die bunten, mehr oder weniger phantastischen Reklamebilder oder die konstruierten Zeichnungen zu tun vermögen. Auch hier läßt sich eine weitere Ausgestaltung denken. Die Luftbilder können die allmähliche Entwicklung eines industriellen Unternehmens, die Ausgestaltung seiner sozialen Einrichtungen, besonders der Arbeiterheimstätten, nachweisen, ferner die zweckmäßige Anlage der Baulichkeiten untereinander sowie zu den Verkehrswegen mit Rücksicht auf An- und Abtransport der Rohstoffe und fertigen Erzeugnisse klarlegen.

Das Luftbild ist ein Mittel der Veranschaulichung und als solches geeignet für Unterricht und Forschung. Die Darstellung eines bekannten Geländes in der ungewohnten Ansicht von dem hohen Standort aus der Luft erweckt Interesse. Die durch Besuch an Ort und Stelle vertrauten Einzelheiten werden im Luftbilde gesucht; hierbei wird anderes, das der Aufmerksamkeit beim Wandern auf dem Erdboden entgangen, gefunden. Dieses drängt zur Prüfung, zum Vergleich mit der Wirklichkeit und der Karte. Das Bild wird studiert. Die Forderung des eigenen Findens, die Anregung zum selbständigen Denken, die im neuzeitlichen Unterrichtswesen erhoben wird, wird durch die Luftfernaufnahme unterstützt.

Die Darstellung der Erdoberfläche führt zur Verwendung in der Geographie. Das Luftbild zeigt uns morphologische Typen, gibt uns gleichsam geographische Charakterbilder. Es zeigt uns ferner verschiedene Zustände eines Geländes, die Landschaft im Sommer und Winter, die Küste bei Ebbe und Flut, den Flußlauf bei Hoch- und Niedrigwasser. Demgegenüber kann die Karte nur einen mittleren Zustand wiedergeben. Periodische Aufnahmen desselben Gebietes zeigen Veränderungserscheinungen: Dünenwanderungen im Wattenmeer, Verbindungen der Binnenseen, Gletscherverschiebungen, und sie geben ein Studienmaterial für die Erforschung der Gesetze, nach denen diese Naturvorgänge sich vollziehen. Hingewiesen sei auf die Nutzbarmachung der Flugzeugphotographie für die Meteorologie, auf die Möglichkeit, mit Hilfe geeigneter Filter und Platten die Färbung des Wassers zu paralysieren, so daß man vom Flugzeug mit der photographischen Kammer tiefer in das Wasser eindringen kann als mit dem menschlichen Auge, endlich für die Gewinnung von Bildmaterial für die Erforschung fremder Länder.

Das Luftbild zeigt nicht nur die Erscheinungsformen. Dazu kommt noch die Vermittlung weiter Übersichten. Für die Gebiete der Heimat- und Siedlungskunde sehen wir nicht nur die Fluraufteilung und die Gestaltung der Ortschaften in Stadt und Land. Wir erkennen weiter die Einfügung der Kulturbauten der Menschen, der Verkehrsanlagen wie der Siedlungen in die Landschaft und damit die Abhängigkeit dieser Bauten von den Gegebenheiten der Örtlichkeit. Das Kulturwerk einer Siedlung wird klargelegt als ein Produkt von Vorbedingungen, die vornehmlich in der Landschaft, ferner in der Wirtschaft, in dem Verkehr, den stammesartlichen und politischen Verhältnissen liegen.

Für die städtebauliche Belehrung gibt das Luftbild zunächst das Bild des Ortes als eines Gliedes der Landschaft. Beim Näherfliegen erkennen wir den Organismus eines Stadtgrundrisses mit der Straßen- und Platzaufteilung und dem umschließenden Befestigungsring. Gehen wir noch tiefer herunter, so können wir den Straßenzug und den Platz als geschlossenen Raum erkennen. So wird durch das Luftbild ein architektonisches, städtebauliches Sehen gefördert, die Beziehungen zwischen Straßen und Plätzen und den auf ihnen errichteten Gebäuden werden klargelegt. Durch das Hilfsmittel des Films kann gerade dieser Gedanke eindrucksvoll zur Vorstellung gebracht werden. Im abrollenden Bilde erleben wir den Plan einer städtebaulichen Schöpfung, z. B.: Beginn in einem vorbereitenden Platze, Aufnahme durch einen Straßenzug, Steigerung durch Anlage von Plätzen oder Platzgruppen, Ausklang im Höhepunkt eines Monumentalgebäudes, auf das die ganze Anlage bezogen ist.

Die wirtschaftliche Verwertung der Flugzeugphotographie ist Aufgabe der Zukunft. Die Erfahrungen des Krieges geben die Grundlagen, die bisherige Fortarbeit des Luftbildgedankens zeigte die mannigfachen Möglichkeiten für die Aufgaben des Friedens. Die planmäßige Aufnahme der Arbeiten wird die Verwertbarkeit und Ausgestaltung erweisen und beitragen zur Förderung der Flugtätigkeit allgemein.

Der Einfluß der wissenschaftlichen Forschung auf die Konstruktion der Flugzeuge.

Von K. G. Gaule, Danzig.

(Schluß von Seite 106.)

Da ebenso wie beim Flugzeugtragflügel die eigentlichen Formeigenschaften der Propellerblätter zunächst nur graphisch dargestellt werden konnten (an Stelle von c_a und c_w traten hierbei ein Schubbeiwert ψ und ein Momentbeiwert η), war eine Kurvendarstellung das Gegebene.

Solche Darstellungen sind in immer vollkommenerer Form dem Konstrukteur zur Verfügung gestellt worden[1]).

Ihre praktische Bedeutung wurde leider dadurch sehr geschmälert, daß die Messungsgrundlagen (d. h. den μ- und ψ-Kurven) fehlten.

Messungen an der Treibschraube in Fahrt waren, soweit sie der Allgemeinheit zugänglich waren, nur ganz vereinzelt und lückenhaft gemacht worden.

Neuere Schraubenuntersuchungen, die am fliegenden Flugzeug mit Hilfe einer Meßnabe durchgeführt wurden, kamen für die Verwertung in diesem Zeitabschnitt zu spät.

Den stärksten Einfluß auf die Konstruktion der Flugzeuge hat das Ergebnis der Propellertheorie gehabt, das sich mit den einfachsten Mitteln (Impulssatz) finden ließ. Daß nämlich bei gleichem Propeller-Gütegrad (Ventilatorwirkungsgrad) der erreichbare Propeller-Wirkungsgrad mit dem Durchmesser wächst.

Untersetzte Propeller haben nach der Überwindung technischer Schwierigkeiten beim Bau der Getriebe immer größere Verbreitung gefunden.

Immer mehr drang die Überzeugung durch, daß der Propellerwirkungsgrad in hohem Maße auch von der Anordnung der Schraube im Flugzeug abhängig ist.

Die Meßnabenversuche hatten zuerst die Frage aufgeworfen, die übrigens nur durch die Unklarheit der Fragestellung zu einer „Frage" werden konnte, welcher Schraubenzug der Berechnung des Wirkungsgrades zugrundegelegt werden müsse. Die Zugkraft zwischen Propeller und Rumpf (gemessen mit der Meßnabe) oder die Zugkraft eines gleichen Propellers unter denselben Verhältnissen aber mit ungestörtem Strahl?

Die experimentelle Klärung der gegenseitigen Beeinflussung von Propeller und Rumpf wurde begonnen, hat aber noch nicht zu konstruktiven Maßnahmen geführt.

Da die Fluggeschwindigkeit in verschiedenen Höhenlagen verschieden ist, aber die Motordrehzahl sich nicht (oder nicht mit Notwendigkeit) proportional mit ihr ändert, mußte angenommen werden, daß der Fortschrittsgrad ($V : \pi \cdot D \cdot n$) sich änderte und daher der Wirkungsgrad nur in einer Höhe seinen maximalen Wert haben könne.

Die Veränderung der Steigung des Propellers während des Fluges mußte daher als geeignetes Mittel zur Verbesserung der Konstruktion erscheinen.

Die konstruktive Verwirklichung dieses Gedankens im Verstellpropeller drang aber erst durch, nachdem die Höhenmotoren den zu erwartenden Vorteil wesentlich vergrößert hatten.

8. Die Nebeneinflüsse.

Die Verbindung der einzelnen Flugzeugteile zu einem Ganzen bedingt eine Abweichung der Konstruktionsglieder von der an sich für sie günstigsten Form.

Diese Abweichungen sind zum Teil geringfügiger Natur. Zum vornherein läßt sich nicht in allen Fällen übersehen, welche Bedeutung sie im Einzelfall haben.

Die Initiative zu forscherischer Tätigkeit muß daher hierbei von der Flugpraxis ausgehen, die den Dingen am nächsten steht.

Aus der großen Zahl der Nebeneinflüsse tritt der einer Öffnung oder eines Spaltes im Flügel hervor.

Die Frage nach dem Einfluß einer Öffnung im Flügel wurde durch das Auftreten des Flügelkühlers aufgeworfen.

Der Flügelkühler hat zweifelsohne die Vorzüge, daß er das Gesichtsfeld nicht verengert, daß infolge seiner Lage im höchsten Punkt des Flugzeuges bei seiner Verletzung durch einen Treffer, der Motor doch noch eine Weile betriebsfähig bleibt und daß schließlich der Stirnwiderstand fortfällt. Sein Nachteil bestand in der Störung der Luftströmung um den Flügel.

Die Frage konnte nur durch das Experiment entschieden werden. Sie fiel negativ aus. Die Flügelkühler sind wieder von der Bildfläche verschwunden.

Die Frage nach dem Grade der Schädlichkeit eines Spaltes im Flügel entsprang dem Streben nach höchster Vervollkommnung der Konstruktion.

[1]) T. B. II, S. 53.

Der Versuch ergab, daß der die aerodynamische Güte der Flügel beeinträchtigende Einfluß eines Spaltes sehr erheblich ist.

Trennungsstellen in den Flügeln wurden hinfort möglichst vermieden (durchlaufender Oberflügel, auch statisch vorteilhaft) und wo sie nicht umgangen werden konnten, überdeckt.

B. Aus der Dynamik des Flugzeuges.

1. Grundlagen.

Die exakte Lösung der allgemeinen Bewegungsgleichungen des Flugzeuges in ihrer allgemeinen Form ist praktisch schon aus dem Grunde nicht durchführbar, daß ein wesentlicher Teil der Bestimmungsgleichungen nicht in geschlossener Form gegeben ist.

Der theoretischen Behandlung wurden zunächst zwei Spezialfälle unterzogen: Der symmetrische Flug in einer vertikalen Ebene und der Kreisflug in einer horizontalen Ebene.

Außerdem wurde die Kreiselwirkung der Umlaufmotoren und der Propeller auf die Stabilität des Fluges untersucht.

Aus der Untersuchung des symmetrischen Fluges in einer vertikalen Ebene hoffte man die Bedingungen für die Längsstabilität ableiten zu können und Anhaltspunkte für die auftretenden Beschleunigungen (Beanspruchung) zu gewinnen als Unterlage für die statische Berechnung des Flugzeuges.

Von der Untersuchung des Kreisfluges in einer horizontalen Ebene erwartete man die Klärung der Fragen der Quer- und Seitenstabilität (Abrutschen, Wendigkeit usw.) und Auskunft über die Größe der Unsymmetrie der Belastung.

Tatsächlich lieferte die erstere Untersuchung auch die Bedingung der Längsstabilität, während sie außerstande war, Anhaltspunkte für die Größe der Beanspruchung zu geben. Die zweite der Untersuchungen erreichte ihr Ziel soweit die Stabilität in Frage kam, während sie für die Größe der zusätzlichen Beanspruchungen keine Schlüsse zuließ.

Der experimentellen Forschung fiel somit in erster Linie die Aufgabe zu, die Größe der Beanspruchungen festzustellen.

Modellversuche hatten wenig Aussicht auf Erfolg, da eine wirklichkeitstreue Nachbildung einschließlich des Triebwerkes kaum möglich war.

Versuchsflüge stießen gleichfalls auf große Schwierigkeiten, da zu viele Größen gleichzeitig zu messen waren. Sie waren durchaus brauchbar zur Feststellung der maximalen Beanspruchung, nur die Zuordnung einer Beanspruchung zu einem Flugzustand war nicht genau möglich.

2. Der symmetrische Flug in einer vertikalen Ebene.

Die Bewegungsgleichungen für diesen Sonderfall führen auf ein System von vier Differentialgleichungen erster Ordnung, deren Lösung durch eine Gleichung 4. Grades gegeben ist.

Es zeigt sich, daß die Gleichung 4. Grades sich in zwei Gleichungen zweiten Grades zerlegen läßt, so daß ihre Wurzeln bestimmt und damit die Stabilitätsbedingungen angegeben werden können.

Das Ergebnis läßt sich dahin deuten, daß die entstehenden Schwingungen in eine langsame, schwach gedämpfte Längsbewegung und eine schnelle, rasch abklingende Drehung zerfallen. Weiter läßt sich schließen, daß statische Stabilität die Bedingung für die dynamische Stabilität ist, daß aber geringe statische Stabilität, verknüpft mit großer Dämpfung, vorteilhaft ist[1]).

Die Konstanten des Ausdruckes für die Stabilitätsbedingung sind jedoch in immerhin so verwickelter Weise mit den durch die Laboratoriumsmessungen oder den durch die Konstruktion gegebenen Größen verbunden, daß die Formeln für die dynamische Stabilität kaum zur Berechnung im Einzelfall, geschweige denn zur Gewinnung von konstruktiven Richtlinien herangezogen werden können.

Der behauptete Zerfall der Schwingungen stimmt mit der Beobachtung gut überein.

[1]) Sammelheft, S. 37 des Ausschusses f. techn. Mech. d. Berl. Bez. V. d. J.



Um zu dem obengenannten Resultat durchdringen zu können, war die Voraussetzung notwendig, daß die Abhängigkeit der Flügel und Leitwerkwerte vom Anstellwinkel linearer Natur seien, daß also der Anstellwinkel sich im Verlauf der untersuchten Bewegung wenig ändert.

Diese Methode versagte bei der Untersuchung des „überzogenen" Zustandes, die infolge verschiedener Unglücksfälle dringend wurde.

Fuchs und Hopf[1]) ist es gelungen, unter der Voraussetzung, daß die statische Stabilität für den ganzen Verlauf der Bewegung gleich Null ist, den Bewegungsverlauf für endliche Störungen (Abweichungen aus dem Gleichgewichtszustand) graphisch zu verfolgen.

Unter der Voraussetzung verschwindender statischer Stabilität, die praktisch nahezu erfüllt ist, bleibt sich auch der Winkel der Längsachse des Flugzeuges mit der Horizontalen im Verlauf der Bewegung gleich.

Diese Untersuchung ergibt, daß es einen Flugzustand gibt, in dem ein aus dem Gleichgewicht gebrachtes Flugzeug weder von selbst in die Ruhelage zurückkehrt, noch durch Steuerbewegungen wieder ins Gleichgewicht gebracht werden kann, und daß dieser Zustand in der Nähe der Minimalgeschwindigkeit des betreffenden Flugzeuges liegt. Da dieser Zustand durch starkes „Anziehen" des Höhensteuers erreicht wird, wird er von den Praktikern als „überzogener" Zustand bezeichnet

Die experimentelle Erforschung des ebenen Fluges hat während des Krieges keine großen Fortschritte gemacht. Die schon vorhandenen Ergebnisse gewannen aber für diesen Entwicklungsabschnitt große Bedeutung, weil sie als Ausgangspunkt für die Bauvorschriften gewählt wurden.

3. Der Kreisflug in einer horizontalen Ebene.

Bei der Fülle wissenschaftlicher Probleme, die die Entwicklung der Luftkampfbedingungen aufwarfen, wurden erst verhältnismäßig spät Kräfte für die Erforschung dieses Flugzustandes frei.

Kann[2]) und Salkowski[3]) haben gleichzeitig die Ergebnisse ihrer Untersuchungen veröffentlicht.

Es ergab sich, daß aus den Bedingungen für den wendigsten wie für den engsten Kurvenflug analoge Richtlinien für die Konstruktion hervorgehen, wie für den steilsten Anstieg $\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max}$ bzw. $\left(\frac{c_a^{2,5}}{c_w^2}\right)_{max}$ und für den flachsten Gleitflug $\left(\frac{c_a}{c_w}\right)_{max}$.

Wenn mit α_w der Anstellwinkel beim wendigsten Kreisflug und mit α_e der Anstellwinkel beim engsten Kreisflug bezeichnet wird, ist nach Salkowski

$$\alpha\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} < \alpha_w < \alpha\left(\frac{c_a^3}{c_w}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (48)$$

$$\alpha\left(\frac{c_a^3}{c_w^2}\right)_{max} < \alpha_e < \alpha\, c_{a\,max} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (49)$$

Die Arbeiten von Kann und Salkowski sind zu spät bekannt geworden, um noch einen Einfluß auf die Konstruktion ausüben zu können.

Die Versuche zur experimentellen Ermittlung der zusätzlichen Beanspruchung im Kurvenfluge haben zu keinem positiven Ergebnis geführt.

Die Dynamik des Flugzeuges ist von seiten der Wissenschaft im Kriege etwas stiefmütterlich behandelt worden. Es lagen so viele dringende Aufgaben vor, daß zunächst die weniger schwierigen, bei denen man hoffen konnte, bald zu einem positiven Resultat zu kommen, in Angriff genommen wurden.

C. Aus der Statik des Flugzeuges.

1. Grundlagen.

Das Flugzeugtragwerk, namentlich das der Flugzeuge zu Kriegsausbruch, ist ein sehr kompliziertes räumliches Fachwerk, das dadurch besonders gekennzeichnet ist, daß die Stäbe fast durchweg aus Material von geringem Elastizitätsmodul bestehen, so daß die Formänderungen nicht vernachlässigt werden dürfen.

Da der Konstrukteur damals (mit ganz vereinzelten Ausnahmen) für die Festigkeitsrechnung auf sich selbst und auf seine eigenen, im allgemeinen nicht besonders eingehenden, statischen Kenntnisse angewiesen war, konnte eine zuverlässige Berechnung nicht erwartet werden.

Zur Sicherung der Bemannung der Flugzeuge mußte daher die Festigkeit durch Probebelastungen geprüft werden.

Die Probebelastungen wurden in der Regel bis zum Bruch fortgeführt, um die schwächste Stelle des Tragwerkes festzustellen. Das Lastvielfache beim Bruch (die Bruchlast) wurde der Bewertung der Festigkeitseigenschaften zugrundegelegt.

Die Bausicherheit wurde demnach in die Beanspruchung verlegt. Der Konstrukteur durfte die Bruchfestigkeit der Baustoffe der Berechnung zugrundelegen und mußte es auch tun, wenn er nicht durch doppelte Sicherheiten zu schwer bauen wollte.

Sehr rationell war die Verlegung der Bausicherheit in die Belastungen gerade nicht, weil sie sich dadurch auf alle Bauglieder gleichmäßig verteilte, deren zulässige Beanspruchung im Verhältnis zur Beanspruchung beim Bruch, von Hause aus aber verschieden ist.

Die Größe und Verteilung der Belastung war dem Ermessen des Konstrukteurs entzogen. Sie war in behördlichen Bauvorschriften festgelegt.

Mit der Steigerung der Anforderungen an die Flugeigenschaften trat neben die Bedingung, daß der Bruch nicht vor der Überschreitung eines bestimmten Lastvielfachen eintreten darf, die zweite, daß bei Lastvielfachen, die einer im Fluge möglichen Beanspruchung entsprechen, die Durchbiegungen ein gewisses Maß nicht überschreiten dürfen.

Die Bestrebungen, die Bruchprüfung durch eine Steifigkeitsprüfung zu ersetzen und die Bausicherheit auf normale Weise, unter Zugrundelegung zulässiger Beanspruchungen für die einzelnen Baustoffe, rechnerisch nachzuweisen, drangen nicht mehr durch.

Die Bruchprüfung hat in hohem Maße erzieherisch gewirkt, da die schwächste Stelle sofort offenbar wurde. Da verschiedentlich, bevor die verlangte Festigkeit in einer Reihe von Prüfungen erreicht wurde, der Bruch nacheinander an verschiedenen Stellen eintrat, konnte aus den Prüfungen sehr viel gelernt werden. Manches Flugzeug pirschte sich so von unten her an die berühmte „4,5fache Sicherheit" heran und ist zum Schluß ein Körper gleicher Festigkeit geworden.

2. Das ebene Fachwerk.

Solange der Konstrukteur auf seine eigenen Kenntnisse angewiesen war, half er sich durch die statische Berechnung des Flugzeugtragwerkes durch, indem er zunächst die in der Regel vorhandenen beiden Tragwände behandelte, als ob sie unabhängig voneinander wären. Das Vorhandensein der Tiefenverspannung störte ihn dabei weiter nicht, sie diente im wesentlichen zum Nachspannen einer verzogenen Fläche und hatte im übrigen die nützliche Eigenschaft, das ganze Tragwerk zu versteifen.

Die Tragwände selbst behandelte er als gelenkige Fachwerke und bestimmte die Stabkräfte mit einem Cremona-Plan.

Bei der Festigkeitsberechnung der Stäbe stieß er bei den Gürtungen (Holmen) auf Schwierigkeiten, da diese durchlaufende, auf mehreren Stützen liegende Träger sind, die sowohl durch eine gleichmäßig verteilte Querlast, als auch durch eine Längskraft beansprucht sind. Der Konstrukteur half sich in der Regel, indem er zunächst von der Längskraft absah, den Holm nach Clapeyron auf Biegung berechnete und den Einfluß der Knickung von Feld zu Feld nach der bekannten Formel berücksichtigte,

Die horizontalen Wände wurden in der Regel gar nicht berechnet. Eine Innenverspannung sollte überhaupt nur zur Erhaltung der Flügelform in abgebautem Zustand dienen. Zur Aufnahme des Widerstandes diente ein besonderes Stirnkabel.

Die übrigen Teile des Flugzeuges wurden noch kaum durchgerechnet.

[1]) T. B. III. S. 260.
[2]) T. B. III. S. 260.
[3]) T. B. III. S. 267.

3. Das räumliche Fachwerk.

Nachdem die Anforderungen an die Zuverlässigkeit der Festigkeitsrechnung so weit gestiegen waren, daß sie Spezialisten übergeben werden mußte, trat die Statik des Flugzeugbaues in ein neues Stadium. Die modernsten Methoden der Statik der Baukonstruktionen kamen in Anwendung.

Dadurch, daß sich fachwissenschaftlich geschulte Köpfe, die die Aufgabe übersehen konnten, mit der Statik des Flugzeuges beschäftigten, konnte nicht nur durch die erhöhte Zuverlässigkeit der Rechnung Gewicht erspart werden, sondern es wurden auch die für eine Verbesserung des Aufbaues gegebenen Möglichkeiten entdeckt.

Auf die Umgestaltung der Festigkeitsrechnung im einzelnen einzugehen, würde hier zu weit führen. Erwähnt sei nur kurz, daß bei der vielfachen statischen Unbestimmtheit des Systems die genaue Bestimmung der Kräfte, Momente und Querschnitte auch nur durch schrittweise Annäherung ermittelt werden konnte.

Zunächst wurden auf Grund der ermittelten Knotenpunktlasten die durch die Tiefenverspannung von einer Tragwand auf die andere übertragenen Kräfte abgeschätzt, dann die Stabkräfte in Cremonaplänen ermittelt, die Längenänderungen der Stäbe nach dem Hookschen Gesetz berechnet, die Knotenpunktverschiebungen aus Williotschen Verschiebungsplänen entnommen und daraus die Winkeländerungen in den Knoten bestimmt, oder die Winkeländerungen wurden nach Müller-Breslaus $\Delta\delta$-Formel direkt aus den Längenänderungen berechnet. Die Holme erleiden außer durch die Knickung eine weitere Verkürzung infolge der Durchbiegung. Diese kann erst nachträglich, nach der Ermittlung ihrer elastischen Linie berücksichtigt werden. Die Knotenmomente der Holme werden mit Hilfe der für den Fall des Hinzutretens einer Längskraft verallgemeinerten Clapeyronschen Gleichung bestimmt und zur Verbesserung der Stützkräfte (Knotenlasten) verwendet. Aus einem Kräfteplan der Korrekturkräfte wird durch das Rittersche Schnittverfahren die Holmkraftverbesserung ermittelt.

Dann können die Moment- und Biegungslinie für den Holm berechnet werden. Aus den Durchbiegungen der beiden Tragwände folgt die Richtigkeit der Schätzung des Einflusses der Tiefenverspannung. Allenfalls Korrektur.

An konstruktiven Möglichkeiten ergab sich zunächst ohne weiteres, daß die Funktion des Stirnkabels von der Innenverspannung der Flügel übernommen werden kann.

Die Stirnkabel (bezeichnenderweise von den Flugzeugführern häufig Sturmkabel genannt) verschwanden daraufhin bald vollständig.

Die Verteilung der Stützen über die Holmlänge war verbesserungsfähig. An Stelle des „Spannturms" trat der „Baldachin", ferner ließ man die freien Enden der Flügel erheblich weiter überkragen.

Wo es anging, vermied man die übliche Zweiteilung der Flügel, um durchlaufende Holme zu bekommen.

Was durch exzentrischen Anschluß der Holme oder durch Unsymmetrie ihres Querschnittes an Gewicht aus der Konstruktion herausgeholt werden konnte, wurde entfernt.

Die starke Dehnbarkeit der Drahtseile (Zugstäbe) erforderte zur Erzielung der verlangten Steifigkeit des Tragwerkes größere Querschnitte, als es die Bausicherheit notwendig machte.

Die Seile wurden durchweg durch Kabel ersetzt. Weit besser wären natürlich Drähte gewesen. Die verboten sich aber, weil ihre ungenügende Biegsamkeit beim Auf- und Abbau der Flugzeuge sehr hinderlich gewesen wäre. Profildrähte, die großen Elastizitätsmodul mit Schmiegsamkeit und minimalem Luftwiderstand verbunden und außerdem für die Berechnung den Vorzug einer genauen Befolgung des Hookschen Gesetzes gehabt hätten, konnte die deutsche Industrie nicht liefern.

Wo die angeführten Nachteile des Drahtes sich nicht geltend machten, bei der Innenverspannung, verdrängte er Seile und Kabel.

In der Blütezeit der Statik wurde die rechnerische Verfeinerung so weit getrieben, daß auch der Einfluß der Vorspannung der Zugstäbe untersucht wurde.

Über das Problem der Knickbiegung entstand eine ganze Literatur.

In der Flugzeugkonstruktion hat sich diese Zeit des Überwiegens des statischen Einflusses in Bauten, wie dem französischen Spad-Flugzeug und den Dreideckern, geltend gemacht. Konstruktionen, bei denen die Forderungen der Aerodynamik gegenüber denen der Statik zurückgedrängt worden waren.

4. Die Eckensteifen und vollwandigen Teile.

Eckensteife Träger sind zuerst als Flügelrippen im Flugzeugbau verwendet worden. Zunächst ohne bewußte Absicht, dann, nach vertiefter Einsicht in Statik der Flügelrippe, durch Versuche, die sich bei der Kleinheit des Objektes bequem durchführen ließen, systematisch verbessert.

Später als die Forderung: „Äußerste Verminderung des schädlichen Widerstandes!" herrschend wurde und alles versucht werden mußte, eine der Tragwände entbehrlich zu machen, wurden die Tiefenwände je auf einen eckensteifen Stiel reduziert von I oder X- oder [-Form.

Die ersten vollwandigen Träger waren die Holme, deren Stege allmählich auf Sperrholzstärke hinuntergebracht wurden. Ihre Bauhöhe war aber nie so groß, als daß ein seitliches Ausknicken der Wände hätte erwartet werden müssen.

Dies mußte erst bei den vollwandigen, mit Sperrholz beplankten Rumpfen geschehen; aber auch da ist nicht viel gerechnet, sondern ausprobiert worden, wie groß die Felder gefahrlos gemacht werden dürfen.

Da die Leisten, die zur Versteifung der Wand notwendig sind, aus herstellungstechnischen Gründen so stark gemacht werden mußten, daß sie mit dem anliegenden Streifen der Wand einen sehr kräftigen Stab bilden, hat man mit gutem Erfolg den Versuch gemacht, das tote Material im Innern des Feldes unter guter Ausrundung der Ecken herauszuschneiden, so daß die Wände des Rumpfes je einen Vierendeelträger bilden.

Die Idee, auch die Bespannung der Tragflächen zur Aufnahme der Beanspruchung heranzuziehen, lag nahe. Sie konnte aber nur dann zu einem Erfolg führen, wenn man der Haut den größeren Teil der aufzunehmenden Kräfte zuweisen dürfte.

Sonst würde die Gewichtsvermehrung beim Übergang von der Stoffbespannung zu einem druckfesten Material zu groß gewesen sein.

Der Flügel mit tragender Haut kam daher nur in der Form des freitragenden Flügels in Frage.

Das Ergebnis der bisherigen Versuche im Bau von freitragenden Flügeln ist, daß ganz ohne Holme nicht auszukommen ist.

Auch beim normalen Flügel hat man aus der Plattenwirkung der Bespannung einigen Nutzen ziehen können, da aus aerodynamischen Gründen die Saugseite des Flügels von der Nasenleiste bis zum vorderen Holm mit Sperrholz beplankt werden mußte.

5. Elastische Schwingungen.

Die Glieder eines Flugzeuges sind elastische Systeme von bestimmter Eigenschwingungszahl. Eine periodische Erschütterung muß daher gefährlich werden, wenn ihre Frequenz der Eigenfrequenz eines Flugzeugteiles nahekommt.

Der Fall der Resonanz braucht nicht zur sofortigen Zerstörung zu führen, aber eine allmähliche Lockerung der zahlreichen Leim- und Nagelverbindungen des Flugzeuges kann sehr wohl die Folge sein.

Es liegt am nächsten, an die durch den Motor erzwungenen Schwingungen zu denken. Die praktischen Erfahrungen bestätigen diese Vermutung.

Zur rechnerischen Behandlung war das Problem der elastischen Schwingungen des Flugzeuges zu schwierig.

Versuche, die im Kriege begonnen wurden, haben noch zu keinem abschließenden Ergebnis geführt.

Immerhin scheint da ein Weg zur Aufklärung noch dunkel gebliebener Fälle von Materialbruch gegeben zu sein.

D. Aus der Physik des Motors.

1. Grundlagen.

Für die Verbesserung der Flugzeuge sind in dem hier behandelten Entwicklungsabschnitt hauptsächlich zwei Gegenstände aus der Physik des Motors von Wichtigkeit geworden:



a) die Abhängigkeit der Leistung von der Luftdichte,
b) die Kühlerwirkung.

Theoretisch folgt bekanntlich, daß die Leistung in erster Näherung proportional der Luftdichte abnehmen muß. Das genaue Verhalten konnte die Theorie nicht angeben.

Für die experimentelle Erforschung dieses Zusammenhanges kamen drei Möglichkeiten in Betracht. Ein fester Prüfstand in erhöhter Lage, ein fliegender Prüfstand, schließlich die Unterdruckkammer.

Die Entscheidung fiel zugunsten der Unterdruckkammer, für die die Möglichkeit, die Versuchsbedingungen bequem variieren zu können, sprach.

Versuche über die Beziehung zwischen Kühlwirkung und Luftwiderstand sind durchgeführt, ihre Ergebnisse aber nicht mehr zur Geltung gekommen.

2. Der Höhenmotor.

Keine der verschiedenen konstruktiven Maßnahmen, die zur Verringerung des Leistungsabfalls mit der Höhe geführt haben, Überverdichtung, Überbemessung, Vorverdichtung, haben den Motor so verändert, daß sein Einbau in das Flugzeug nennenswerte bauliche Änderungen bedingt hätte.

Der Motorkonstrukteur war dem Flugzeugkonstrukteur in einer wichtigen Erkenntnis vorausgegangen. Er hatte erkannt, daß das Übel des Leistungsabfalls durch symptomatische Mittel, wie Überverdichtung, Spezialvergaser, Sauerstoffzufuhr usw. nicht im Kern getroffen würde und daß dies nur durch das kausale Mittel der Überbemessung oder richtiger der Höhenbemessung geschehen konnte.

Die logische Konsequenz des Höhenmotors ist aber das Höhenflugzeug. Ein Flugzeug, das in allen seinen Teilen (Flügel, Leitwerk, Motor, Propeller) für den Flug in einer bestimmten Höhenlage bemessen ist, um dort ein Maximum an Leistungen zu haben, ganz gleichgültig, ob es dafür in Bodenhöhe etwas schlechtere Eigenschaften hat.

E. Aus den Hilfswissenschaften.

1. Baustoffe.

Für den Konstrukteur hat mit der Verbesserung der statischen Berechnung des Flugzeuges das Verhalten des Elastizitätsmoduls der Hölzer Bedeutung gewonnen. Es zeigte sich nämlich, daß dieser Wert für Holz von der Belastung abhängt. Versuche darüber sind wohl bei jeder Firma gemacht worden; sie waren aber stets auf den besonderen Fall zugeschnitten und würden erst durch ihre Zusammenfassung ermöglicht haben, die allgemeine Gesetzmäßigkeit dieses Verhaltens zu erkennen.

Dasselbe trifft für Kabel zu, nur daß in diesem Fall die Abweichung vom Hookschen Gesetz nicht so beträchtlich ist.

An neuen Baustoffen drangen allmählich Duraluminium und Elektronmetall in den Flugzeugbau ein.

Das Duraluminium erweckte zunächst große Hoffnungen, da es, bei $\frac{1}{3}$ des spezifischen Gewichtes des Stahles, sowohl seiner Bruchfestigkeit als auch seiner Bruchdehnung recht nahe kam. Da die Verbindung einzelner Teile durch Schweißen nicht möglich war, hoffte man, Duraluminium für Beschläge verwenden zu können. Die Biegeprobe zeigte aber, daß es auch dafür nicht geeignet ist.

Infolgedessen blieb seine Verwendung für wichtige Flugzeugteile den Firmen vorbehalten, die im Besitz von Spezialmaschinen waren, mit deren Hilfe Nietverbindungen wirtschaftlich durchführbar waren.

Elektronmetall kam von Anfang an nur für unbeanspruchte Teile (Rollen und Rollenkapseln) in Frage. Da hat es sich recht gut bewährt.

Die elastischen Eigenschaften der Bespannungsstoffe waren noch vollkommen ungeklärt. Ihre Untersuchung konnte erhebliche praktische Bedeutung gewinnen, da die Änderung der Flügelform im Fluge auf die aerodynamischen Eigenschaften von Einfluß sein würde.

Eine Reihe systematischer Versuche gab Klarheit über die Stoffeigenschaften, fand aber von seiten der Praxis keine Beachtung, da die Stärke des Einflusses der Formänderung des Flügels nicht bekannt war und nicht hoch eingeschätzt wurde.

Zusammenfassung.

Es ist hier versucht worden, eine Vorstellung davon zu geben, in wie hohem Maße die konstruktive Entwicklung des Flugzeuges während der Kriegsjahre durch die in gleichem Schritt an Leistungsfähigkeit zunehmende Flugwissenschaft beeinflußt worden ist.

Das entworfene Bild kann aus begreiflichen Gründen nicht vollständig sein. Unbeschadet dessen können ihm die für die Größe dieser Beeinflussung maßgebenden Verhältnisse entnommen werden.

Als wesentlich kann erkannt werden:

1. Die Initiative zur wissenschaftlichen Erforschung einer Erscheinung geht in der Regel von der Praxis aus.

2. Die wissenschaftliche Forschung faßt die von der Praxis gestellte Aufgabe grundsätzlich als Sonderfall eines allgemeinen Problems auf. Durch die Lösung der Aufgabe werden daher Ergebnisse gefunden, die über die ursprünglich gestellte Aufgabe hinausgehen, so daß die Wissenschaft vielfach ihrerseits die Führung übernehmen kann.

3. Jeder Zweig der Flugwissenschaft hat eine Blütezeit erlebt, die in einer besonders starken Berücksichtigung ihrer Ergebnisse bei der Konstruktion der Flugzeuge Ausdruck gefunden hat. Die Stellung dieser Höhepunkte des Einflusses innerhalb der Entwicklung ist durch den Zeitpunkt bedingt, in dem durch den Wechsel der Kampfbedingungen auch die an die Flugzeuge gestellten Forderungen sich geändert haben und damit neue wissenschaftliche Probleme aufgeworfen worden sind, die ihrerseits einzelne Zweige der Flugwissenschaft in den Brennpunkt des Interesses und dadurch den Anstoß zu ihrem Ausbau gaben.

4. Wenn die Flugzeugkonstruktion kein unbedingt treues Bild des Standes der wissenschaftlichen Forschung gibt, muß dafür das Eingreifen äußerer Bedingungen verantwortlich gemacht werden. Solche äußeren Bedingungen müssen in den Materialschwierigkeiten und in der Überlastung der Konstrukteure mit laufenden Aufgaben, aber auch in ihrer Abneigung einen einmal beschrittenen Weg zu verlassen, gesehen werden.

Bücherbesprechungen.

Grundlagen der Flugtechnik. Entwerfen und Berechnen von Flugzeugen. Von H. G. Bader. Leipzig-Berlin 1920. B. G. Teubner. 8⁰. 194 Seiten mit 47 Abbildungen im Text. Preis geheftet M. 36.—, gebunden M. 44.—; für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ermäßigt.

Der Berichter schlug die erste Textseite auf: »Die Berechnung des Tragflügelauftriebs gründet sich auf das Bild der allgemeinsten ebenen, wirbelfreien Strömung einer idealen unzusammendrückbaren Flüssigkeit um einen Kreis. Diese Bewegung bzw. die zugehörige Strom- und Potentialfunktion wird mit Hilfe analytischer Funktionen in der Gaußschen Ebene dargestellt und läßt sich zerlegen in eine im Unendlichen geradlinige Bewegung und eine kreisende Bewegung: Zirkulation, deren Geschwindigkeit nach außen abnimmt und im Unendlichen verschwindet. Es ist ausschließlich das Intensitätsverhältnis . . . .« verwundert blätterte er zurück zum Titelblatt. Ja, da stand noch immer: »Grundlagen der Flugtechnik.« Grundlagen?!

Nein! Wenn wir das Buch richtig und gerecht werten wollen, müssen wir uns halten an den Untertitel: »Entwerfen und Berechnen von Flugzeugen«, oder das Geisteskind beim Namen nennen: Höhere Dynamik der Flugzeuge und deren Anwendung auf den Flugzeugbau. Denn die bietet das Werk in reichstem Maße.

Wir müssen ferner absehen von der Einführung in das erste Kapitel: »Die Berechnung von Auftrieb und Widerstand«, deren erste Sätze oben angeführt wurden; zumal der Ausgangspunkt der Betrachtungen unrichtig ist. Denn »die Berechnung des Tragflügelauftriebs gründet sich«, zum mindesten für den Flugzeugbauer, auf Versuche, hauptsächlich Modellversuche im Windkanal, und nur auf Versuche, nicht auf konforme Abbildung eines Kreises in das Flügelprofil, so wenig der wissenschaftliche und zukünftige praktische Wert der heute noch reichlich verwickelten Zirkulationsrechnungen mit Hilfe der Funktionentheorie unterschätzt werden darf. Tatsächlich arbeitet auch der Verfasser bereits von der zweiten Seite ab lediglich mit den Ergebnissen der Theorie, auf deren Übereinstimmung mit der Erfahrung er Wert legt.

An diese Betrachtungen schließt sich »die hydrodynamische Berechnung des induzierten Widerstands« infolge der Randwirbel, die für das Beispiel eines Vierdeckers auf entsprechend verwickelte Gleichungen führt, und »die Berechnung des Stirnwiderstands«, einfache Erfahrungs-Formeln mit dem Widerstandsbeiwert.

Das zweite Kapitel über »die Berechnung der Flügeltiefen und Einstellwinkel« enthält bemerkenswerte Untersuchungen über die Bemessung der Flügelumrisse für den Fall, daß die Flug-

leistungen in irgendeiner Hinsicht am besten sein sollen, wenn z. B. in einer bestimmten Höhe möglichst große Geschwindigkeit gefordert wird. Drei andere Forderungen, größte Last in einer bestimmten Höhe, beste Gipfelhöhe und günstigste Steiggeschwindigkeit bis zu einer bestimmten Höhe, führen auf dieselbe Form der Bedingungsgleichung. Zum Schluß wird das Erreichen »kürzester Flugdauer für gegebene Entfernung« untersucht.

Der nächste Abschnitt ist der »Berechnung der Flugleistungen«, Geschwindigkeit, Gipfelhöhe, Tragfähigkeit, Steigzeit, und deren Beeinflussung durch die Luftschrauben gewidmet. Dabei sind Wasserkanalmessungen an Bronzeschraubenmodellen von Schaffran erstmalig veröffentlicht. Für die Abnahme der Luftdichte mit zunehmender Höhe wird ein stetsgleiches Temperaturgefälle angenommen, für die Abhängigkeit der Motorleistung von der Luftdichte ein einfacher Ansatz gemacht.

»Die Berechnung von Höhenruder- und Schwerpunktlage« im nächsten Kapitel beruht auf der Bestimmung und dem Ausgleich des Luftkraftmomentes. Hier wird neben besonderen Anordnungen, z. B. Kopfflossen und Pfeilform, auch der Einfluß des Schraubenwindes betrachtet.

Tief in die Schwingungslehre führt Abschnitt V: »Der Vorgang bei der Berechnung der Flugzeugbewegungen«, dessen Ergebnisse dann in zwei weiteren Kapiteln über Längs- und Querbewegungen angewendet werden. Wir finden darin bemerkenswerte Betrachtungen über die Ruderkräfte beim Abfangen und über die Steuerung, jedoch nicht über den eigentlichen Kurvenflug.

Nachdem im achten Abschnitt noch das Anlaufen und die verschiedenen Phasen des Landevorgangs behandelt sind, folgt die Anwendung auf das »Muster einer Flugzeugberechnung« mit bestimmten Zahlenannahmen, die zum Entwurf eines Dreistielers mit zwei Motoren, Kopf- und Schwanzflossen führen.

Das zehnte und letzte Kapitel bringt eine »Zusammenfassung«, in der der Verf., nach dem Vorwort S. VI, »versucht, die auf Grund algebraischer Rechnungen im Buch entwickelten Gedankengänge gemeinverständlich darzustellen und diesen Gedanken, wenn möglich, eine neue Form zu geben«.

Den Schluß bildet ein »Literaturverzeichnis«, das außer eigenen Arbeiten des Verfassers und Hinweisen auf mathematische, meteorologische und andere Hilfsquellen auch einige wichtige flugwissenschaftliche Arbeiten und Bücher aufführt. Dabei ist das Schrifttum der Flugzeugmechanik bereits recht reichhaltig und zum größten Teil in dieser Zeitschrift oder in den Technischen Berichten der Flugzeugmeisterei ohne weiteres greifbar. Der Hinweis auf frühere Bearbeitungen der einzelnen Fragen wäre an vielen Stellen möglich und manchem Leser erwünscht gewesen.

Anderseits ist es ein besonderer Vorzug des Buches, daß Bader meist seinen eigenen Weg gegangen ist. Dadurch hat sein Werk etwas Abgerundetes, Persönliches erhalten. Wenn sich diese Eigenart auch auf die Formelzeichen erstreckt, wenn die Luftkraftbeiwerte nicht auf den Staudruck, sondern auf dessen halben Wert bezogen werden, wie es früher üblich war, so wird dadurch gerade dem, der in der Fachliteratur zu Hause ist, das Lesen erschwert; auch Ausdrucksweise und Stil erfordern ein liebevolles Versenken in den schwierigen Stoff und die scharfsinnigen Gedankengänge des Verf.

Einzelheiten, die dem Berichter beim Durchlesen aufgefallen sind, sollen nicht erörtert werden. Hervorgehoben sei, daß die zahlreichen, hinreichend großen und klaren Abbildungen hier nicht, wie leider in den meisten Büchern und Zeitschriftenaufsätzen, lediglich mit Nummern, sondern mit recht ausführlichen Erläuterungen versehen sind.

Daß endlich die meisten Betrachtungen den Stempel eigener praktischer Erfahrung tragen, versteht sich von selbst. So werden diese »Grundlagen der Flugtechnik« allen denen, die über genügende »flugtechnische Grundlagen« verfügen, für die Berechnung der Flugleistungen und Flugeigenschaften — die Festigkeitsrechnung ist bewußt beiseite gelassen — äußerst nützlich sein. Everling.

L'Hydravion von Ing. R. Desmons, Paris 1920, Librairie Aéronautique (E. Chiron). 176 S. mit zahlr. Abb. und Skizz. 8°. Preis Fr. 12.

Das Buch stellt nach unserer Auffassung eine elementar gehaltene Einführung in das Wesen des Wasserflugzeuges und in die Grundlagen der Mechanik überhaupt für Nichttechniker dar. Eine Behandlung dieses wichtigen Gebietes für den technisch Gebildeten, wie man nach dem Titel des Werkes vermuten sollte, ist das Buch leider nicht. Einzelne Abschnitte stammen — nach Angabe des Autors — bereits aus dem Jahre 1913, und der übrige Teil des Werkes schließt sich diesen Abschnitten so vollständig an, daß man versucht wäre, das ganze Buch als aus längst entschwundenen Zeiten stammend zu halten, wenn man nicht durch das deutlich lesbare Erscheinungsjahr eines Besseren belehrt würde. Der Zeit bis zum Jahre 1920 ist aber auch durch die Wiedergabe einiger moderner Seeflugzeuge im Bilde Rechnung getragen.

Das Werk dürfte für den deutschen Fachmann ohne irgendwelches Interesse sein. Weyl.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Die Vorbereitungen für die VII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL, die voraussichtlich in der Zeit vom 4. bis 8. September 1921 in München stattfinden soll, sind bereits im Gange. Wir bitten unsere Mitglieder, Anregungen, Adressenänderungen usw. umgehend hierher gelangen zu lassen, damit das Programm so reichhaltig wie nur möglich und die Einladungen vollzählig versandt werden können. Weitere Bekanntmachungen hierüber erfolgen an dieser Stelle.

2. Wir haben mit der Verlagsbuchhandlung Richard Carl Schmidt & Co. ein Abkommen getroffen, daß sie bereit ist, unseren Mitgliedern beim Bezuge durch die Geschäftsstelle unserer Gesellschaft das »Handbuch für Flugzeugkunde« zum ermäßigten Preise abzugeben, und zwar:

		bei Entnahme in der Geschäftsstelle für	bei Zustellung durch die Post Nahzone	Fernzone
Band VI, 1 Dechamps & Kutzbach: »Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren«, statt	M. 88.—	M. 68.—	M. 71.—	M. 72.—
Band VI, 2 Pülz: »Kühlung und Kühler für Flugmotoren«, statt	M. 55.—	M. 42.50	M. 43.50	M. 43.50
Band IX, Niemann: »Funkentelegraphie für Flugzeuge«, statt	M. 132.—	M. 102.—	M. 105.—	M. 106.—

Diese Vergünstigung kann jedoch nur beim Bezuge durch unsere Gesellschaft selbst stattfinden.

3. Zusätze bei Korrektursendungen. Der Deutsche Buchdrucker-Verein hatte an das Reichspostministerium eine Eingabe gerichtet, betreffend Zusätze bei Korrektursendungen, und die Zulassung derselben in allen Fällen zum Drucksachenporto gefordert. Auf diese Eingabe teilte der Reichspostminister mit, es sei nach der Postordnung zulässig, in den als Drucksachen zu versendenden Berichtigungsbogen (Korrekturbogen) zu ändern und zuzusetzen und Bemerkungen über die Berichtigung, die Form und den Druck zu machen und solche Zusätze auch auf besonderen Zetteln anzubringen. Nach der geltenden Auslegung sind inhaltliche Änderungen, die dem Verfasser während der Drucklegung wünschenswert erscheinen und die mit dem ursprünglichen Inhalt im Zusammenhang stehen, nicht zu beanstanden. Dagegen können Ergänzungen, bei denen die letztere Voraussetzung nicht zutrifft, die also einen selbständigen Inhalt haben, nicht als Berichtigungen im Sinne des § 8., X., Ziffer 4 der Postordnung erachtet werden. Derartige Ergänzungen sind als Nachtrag zu der Urschrift (Manuskript) anzusehen. Sendungen mit in dieser Weise ergänzten Berichtigungsbogen unterliegen bei offener Versendung der Gebühr für Geschäftspapiere (nicht der Briefgebühr).

4. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

Regierungsbaumeister Curt Gebauer, Charlottenburg, Schlüterstr. 80/II.

5. Adressenänderungen:

Dipl.-Ing. Friedr. W. Schreiner, Köln-Deutz, Neuhöfferstraße 28 b. Luft.

Dr. Helffrich, Heidelberg, Mittelstr. 26.

Obering. Fritz Hammer, Berlin-Lichterfelde, Steglitzerstraße 39.

6. Firmenänderung:

Die Luft-Verkehrs-Gesellschaft Komm.-Ges., Berlin-Johannisthal, führt jetzt den Namen: Luft-Verkehrs-Gesellschaft Arthur Müller.

7. Ernennungen, Beförderungen:

Unser Mitglied, Privatdozent Dr.-Ing. Schwerin, hat sich in der Abteilung für Bauingenieurwesen der Technischen Hochschule Charlottenburg für das Lehrgebiet »Ausgewählte Kapitel der Technischen Elastizitätslehre« habilitiert.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein japanischer Postflugwettbewerb zur Förderung der japanischen Luftfahrt wurde kürzlich abgehalten (21/2. 32 und 21/12. 17). Es handelte sich um einen Postflug über eine 650 km lange Strecke, die in mindestens 6 h 20 m durchflogen werden mußte. Der Wettbewerb dauerte 3 Tage und bestand aus folgenden Etappen:

1. Osaka—Zentsuji über Okayama, wo ein Erkennungssignal abzugeben war,
2. Zentsuji—Oita über Matsuyama, und
3. Oita—Kurume über Unoshima.

Jeder Flieger, der die Strecke in einer kürzeren als der festgesetzten Zeit durchfliegen konnte, erhielt 500 Yen für jede ersparte halbe Stunde. Die Preise waren vom Kaiser von Japan, von der kaiserlichen Gesellschaft für Luftfahrt, dem Zivilluftfahrtamt des Kriegsministeriums und von dem Frauenbund zur Förderung der Luftfahrt (vielleicht der einzigen derartigen Organisation der Welt) gestiftet worden.

Sieben Teilnehmer starteten zum Wettbewerb.

Sieger: 1. Ishibashi 3 h 27 m (Spad, 220 PS),
2. Tokahashi, disqualifiziert wegen Nichteinhaltens der Flugroute,
3. Goto 4 h 25 m.

Mit Ausnahme des Flugzeugs des Siegers waren alle Flugzeuge von japanischer Erzeugung und entstammten folgenden Fabriken: Shisado, Ito, Nakajima oder Tamai. (»Petit Journal«, 20. 3. 1921.)

21/13. 29.

Weltluftverkehr.

Die Wiederaufnahme des britischen London—Paris-Luftverkehrs wurde auf einer Sitzung im Luftministerium, an der sich Vertreter von Handley Page und Instone beteiligten, beschlossen. Es wurden die verschiedensten Vorschläge geprüft und schließlich ein Abkommen getroffen, nach welchem es den Luftverkehrsgesellschaften möglich sein wird, zum Preise von Pfd. Sterl. 12 für die Hin- und Rückfahrt den Luftverkehr London—Paris wieder aufzunehmen. Die Subventionsverteilung des britischen Luftministeriums wird nicht in der Verteilung bestimmter Geldbeträge bestehen, sondern in einer Versicherung gegen Verluste.

Die Beförderungskosten für Güter sollen betragen: Bei Frachtstücken bis zu 100 Pfd. 1 sh pro Pfd., für jedes weitere Pfund 10 d Zuschlag. (»Times«, 18. 3. 21.)

21/13. 8.

Fahrplan.

8.00 ab ↓	Berlin . . .	↑ an	2.55
9.55 an	Schneidemühl	ab	1.00
10.05 ab	Schneidemühl	an	12.50
12.55 an	Danzig . . .	ab	10.00
1.05 ab	Danzig . . .	an	9.50
2.25 an ↓	Königsberg .	↑ ab	8.30

Unternehmer: Lloyd Ostflug G. m. b. H., Flugzeug- und Motorenbau A.-G., Danzig.

21/13. 4.

Rumpler-Luftverkehr auf der Strecke Augsburg—München—Fürth/Nürnberg—Leipzig—Berlin vom 20. 8. bis 15. 4. 21.

Flugstrecke	Anzahl der vorgesehenen Flüge	Anzahl der ausgeführten Flüge	Anzahl der ausgefallenen Flüge	Anzahl der abgebrochenen Flüge	Durchschnitt-Flug-Zeit	Anzahl der Passagiere	Beförderte Post in kg
Berlin-Leipzig	26	25	1¹)	—	1 h	20	25
Leipzig-Berlin	25	24	1¹)	1³)	1 h	15	24
Augsburg München Fürth/Nbg. Leipzig	26	26	—	2³)	$3^1/_2$ h	17 4	22
Leipzig Nbg./Fürth München Augsburg	25	23	2²)	4⁴)	$3^1/_2$ h	5 12	20

¹) ausgefallen wegen ungünstiger Witterung
²) » » » »
³) abgebrochen » » », am nächsten Tage weitergeflogen.
⁴) 2 Flüge abgebrochen wegen Motordefekt, am nächsten Tage weitergeflogen. 2 Flüge abgebrochen wegen ungünstiger Witterung, am nächsten Tage weitergeflogen. Ep. Sonderbericht.

Photogrammetrische Aufnahmen aus der Luft werden neuerdings von der photogrammetrischen Abteilung der Landesaufnahme, Berlin

Fahrplanänderung Paris—Straßburg—Prag. (20/7. 04 und 21/6. 23)

Französische Sommerzeit	Mitteleuropäische Zeit				Mitteleuropäische Zeit	Französische Sommerzeit
8.15 vorm.		ab ↓	Paris . . .	↑ an		6.00 nachm.
11.15 »		an	Straßburg	ab		3.00 »
11.45 »		ab¹)	Straßburg	an²)		0,30 »
	3.45 nachm.	an¹) ↓	Prag . . .	↑ ab²)	10.30 vorm.	

¹) Nur Mittwochs, Montags und Freitags. ²) Nur Dienstags, Donnerstags und Sonnabends.

(»Est Républicain, Nancy, 13. 3. 1921.)

21/13. 17.

Deutschland.

Die Luftpost Danzig—Memel (296 km) mit Zwischenlandung in Königsberg wird vom 1. 4. 21 ab eingerichtet.

Fahrplan:

10.00 ab ↓	Danzig . .	↑ an	6.30
11.30 an	Königsberg	ab	5.00
12.00 ab	Königsberg	an	4.30
1.30 an ↓	Memel . . .	↑ ab	3.00

Unternehmer: Danziger Luftreederei, Danzig, Deutsche Luftreederei, Berlin.

21/13. 2.

Fahrplan-Änderung der Luftpost Berlin—Schneidemühl—Königsberg (760 km) (20/12. 4). Ab 1. 4. erfolgen die Flüge nach folgendem Fahrplan.

NW. 40, Moltkestr. 4, hergestellt. Die Landesaufnahme stellt sich allen Reichs- und Staatsbehörden zur Ausführung derartiger Arbeiten zur Verfügung.

Die Photogrammetrie aus der Luft bietet durch Senkrecht- und Schrägaufnahmen vom Flugzeug aus außerordentlich wertvolle Unterlagen für die verschiedensten Zwecke, z. B.

1. als Übersichtsplan und Orientierungsmittel, wie auch zur Berichtigung und Ergänzung alter Karten;
2. zur Verwendung bei Stadt- und Siedlungsplänen; für Hafen-, Kanal- und Schleusenbauten;
3. zur Herstellung von Küsten-, Watt- und Seekarten;
4. zur Feststellung von Veränderungen in den Fahrrinnen, Versandungen, Untiefen, Schiffahrtshindernissen; Auffindung von Muschelbänken, Überwachung der Betonnung des Fahrwassers u. dgl.;



5. zur Aufnahme von Mooren, Sumpfgebieten und Ödländereien für Siedlungszwecke und Meliorationsarbeiten;
6. zur Herstellung von Übersichtsbildern von Flug- und Landungsplätzen sowie Luftbildkarten für den Luftverkehr;
7. zur Herstellung von Ansichten und zum Festhalten katastrophaler Erscheinungen, wie Waldbrände und Überschwemmungen;
8. für Forschungs- und Unterrichtszwecke usw. **21/13. 5.**

Amerika.

Flugzeuge zur Feldbestellung. In der amerikanischen landwirtschaftlichen und technischen Presse ist die Idee aufgetaucht, Flugzeuge zum Aussäen zu verwenden. Die amerikanischen Riesenfelder sollen durch etwa 12 m voneinander entfernte Kunstdüngerstreifen gekennzeichnet werden, über welche dann die aussäenden Flugzeuge strichweise hinfliegen sollen. (? D. Ber.). (»Aviation«, 14. 2. 21.) **21/13. 31.**

Die Leistungsfähigkeit der amerikanischen Zivilluftfahrt. In den Vereinigten Staaten bestehen 92 Luftverkehrsgesellschaften mit einem Gesamtkapital von Doll. 40 Mill. Vom 1. Mai 1919 bis 1. Januar 1921 beförderten diese Gesellschaften 300000 Fahrgäste. Die Unfallquote betrug 0,073 tötliche Unfälle auf 1000 Fahrgäste. (»La Suisse Aérienne, N. 4/5, 1921.) **21/14. 22.**

Die Einrichtung praktischer Fliegerausbildungskurse ist seitens der New York School of Aeronautics auf ihrem Flugplatz in Long Island erfolgt. Die Fliegerschule befaßt sich auch mit Passagierflügen, Luftphotographie, Flugzeugreklame usw. Die theoretischen Kurse des Institutes umfassen Aerodynamik, Flugzeugkonstruktion, Flugzeugzeichnen, Motorenkunde, Motorenkonstruktion. Zur praktischen Ausbildung der Flieger sind zwei Kurse, einer für Anfänger und einer für Fortgeschrittene eingerichtet worden. (»Aerial Age«, 14. 3. 21.) **21/14. 24.**

Flugzeuge zum Vogelfang sind im Sacramentotal (Kalifornien) verwendet worden. An den Tragflächen der verwendeten Flugzeuge wird ein trichterförmiges Netz befestigt, dessen spitzes Ende mit einem Stück Leinewand abgeschlossen ist. Beim Fliegen entfaltet sich das Netz durch den auf die Leinewand treffenden Winddruck. Die Flugzeuge müssen mit starken Luftschrauben versehen sein, damit diese beim Hineinfliegen in Vogelschwärme nicht zerbrechen. Da die Tiere in der Lage sind, den Flugzeugen leicht auszuweichen, ist eine große Geschicklichkeit der Flugzeugführer erforderlich.

Bei Flügen über stark von Wasservögeln bevölkerte Reisfelder wurden an 3 Tagen 500 Enten und Gänse gefangen. (»Flight«, 10. 3. 21.) **21/14. 29.**

Einen Luftverkehr New York—Albany richtet die Hudson-Valley-Air-Line ein. Verwendet werden H. S. 21 (Navy Coast patrol) Luftlimousinen für 5 Fahrgäste und 500 Pfd. Post. (»Aerial Age«, 14. 3. 21.) **21/14. 32.**

England.

Die Erprobung der Themse als Zentralflughafen (21/8. 8) wird vom britischen Luftministerium fortgesetzt. Ein interessanter Versuch wurde von einem Vickers-Wasserlandflugzeug (Amphibie) durchgeführt. Das Fahrzeug wasserte auf der Themse vor der Unterhausterasse an, fuhr auf dem Wasser bis zur Lambethbrücke; dort wurden die Landungsräder heruntergelassen und die Maschine lief dann aus dem Wasser unmittelbar auf eine Sandbank. Nach kurzer Pause fuhr das Fahrzeug in das Wasser zurück und startete von der Wasseroberfläche aus zum Heimfluge nach Croydon. (»Times«, 18. 3. 21.) **21/13. 13.**

Ein Sonderluftverkehr London—Birmingham wird während der britischen Industriemesse in Birmingham von der Instone-Air Line betrieben. Flugdauer 1 h gegen 3 h Eisenbahn. Da die Messe auf dem bei Birmingham gelegenen Flugplatz Castle Bromwich stattfindet, nimmt die ganze Reise von der Londoner City über Croydon nur 1½ h in Anspruch. (»Export World«, März 1921.) **21/13. 7.**

Das neue englische Luftschiff R 80, bei Vickers gebaut, hat in der letzten Woche seine erste Probefahrt erledigt. Ein wenig kleiner als der kürzlich zerstörte R 34, kann es ein Gewicht von 38,5 t mitführen. Reisegeschwindigkeit 80 km, Höchstgeschwindigkeit 120 km. Aktionsradius ohne Zwischenlandung 10000 km. Die Probefahrt fiel durchaus befriedigend aus. Voraussichtlich wird R 80 demnächst die Fahrt England—Amerika antreten. (»Feuille d'Avis-Vevy«, 14. 3. 21.) Hu. **21/13. 11.**

Frankreich.

Ein Luftverkehr Marseille—Nizza mit regelmäßiger Verbindung ist eingerichtet worden. (»Times«, 12. 3. 21.) **21/13. 15.**

Zur Verbesserung des Luftverkehrs auf der Strecke Toulouse—Casablanca ist der Abflug in Toulouse an den drei Flugtagen (Montag, Mittwoch und Sonnabend) von 7 h vorm. auf 11,30 h vorm. verlegt worden. Die Flugpost nach Marokko, die den in Paris 7,38 h abgehenden Zug noch erreicht, kann durch diese Verlegung rechtzeitig am nächsten Tage in Toulouse durch das Flugzeug aufgenommen werden. Vom 1. April ab viermal wöchentlich Abflug von Toulouse: Montag, Mittwoch, Donnerstag und Sonnabend. (»Petit Meridional-Montpellier«, 13. 3. 21.) Hu. **21/13. 16.**

Der Betrieb des französischen Wetterdienstes. Am 6. März hat das neu organisierte französische Wettermeldewesen (20/12. 19) unter dem Staatssekretariat für Luftfahrwesen den Betrieb aufgenommen. Das neue Meteorologische Zentralamt sammelt die Beobachtungen und gibt in Abständen von 6 zu 12 h Wettermeldungen heraus; große Übersichten mit Ausblicken auf die Wettergestaltung werden alle 24 h veröffentlicht. Die Meldungen erfolgen drahtlos durch den Eifelturm, der täglich fünf Wetterberichte abgibt. Die erste dieser FT-Sendungen ist eine Fortsetzung der gewöhnlichen Wetterberichte, wie sie bereits vor dem Kriege bestanden. Sie erfolgt um 11,30 vorm. bei 2600 m Wellenlänge, umfaßt die Beobachtungen von 40 europäischen Stationen, gibt eine kurze Übersicht über die Gesamtlage und enthält eine Wettervorhersage für Frankreich für den folgenden Tag.

Die vier anderen FT-Wettermeldungen erfolgen um 2,45 nachts, 8,15 vorm., 2,15 nachm., 7,30 abends. Sie enthalten sehr genaue Angaben über die Beobachtungen von 24 französischen Stationen ohne weitere Erläuterung und dienen nur zur Vervollständigung der Wetterkarten, deren Auswertung den Interessenten überlassen bleibt. Sie haben für das Flugwesen größte Bedeutung, weil sie startenden Flugzeugen wichtige Angaben über Sichtigkeit, Windstärke und -richtung, Höhenwinde, Wolkenhöhe Nebel usw. vermitteln.

Durch die Neuorganisation des meterologischen Dienstes und seine Zusammenfassung unter dem Staatssekretariat für Luftfahrwesen ist eine bedeutende Beschleunigung der Wettermeldungen erreicht worden. Während diese früher erst nahezu 4 h nach den erfolgten Beobachtungen erfolgen konnten, gelangen sie jetzt schon nach 75 min zur öffentlichen Kenntnis. (»Le Thionvillois«, 16. 3. 21.) **21/13. 18.**

Die nächste französische Luftfahrtausstellung findet auf Beschluß der mit der Leitung beauftragten Kommission des Verbandes französischer Luftfahrzeug-Industrieller im November 1921 in Paris im »Grand Palais« satt. (»L'Etre Nouvelle-Paris«, 27. 3. 21.) Hu. **21/14. 15.**

Japan.

Einen japanischen Rekord im Schleifenflug (Looping the Loop) stellte Hauptmann Koseki auf einem englischen Sopwith 30 PS-Flugzeug auf. In 20 min führte er 113 Schleifen aus. (»Petit Journal«, 20. 3. 21.) **21/13. 30.**

Spanien.

Vorschriften über die Rekrutierung und die Dienstverhältnisse des Militärfliegerpersonals sind vom spanischen Kriegsministerium erlassen worden. Das spanische Flugpersonal rekrutiert sich aus allen Waffengattungen; jährlich wird ein Fliegerausbildungskursus abgehalten. (»El Sol«, Madrid, 14. 2. 21.) **21/13. 27.**

Eine Abteilung für Zivilluftfahrt ist im spanischen Verkehrsministerium geschaffen worden. (»L'Auto-Paris«, 16. 3. 21.) **21/14. 16.**

Tschecho-Slowakei.

Die Gründung einer neuen Luftverkehrsgesellschaft „Falco„ ist kürzlich in Prag erfolgt. Zweck: Beförderung von Reisenden und Waren, Herstellung von Flugzeugen und Zubehörteilen. Ferner soll eine Schule zur Ausbildung von Piloten und Monteuren durch die Gesellschaft eröffnet werden, die ihre Tätigkeit auf die wichtigsten Plätze der Republik ausdehnen will und die Einrichtung von regelmäßig beflogenen Luftverkehrslinien wie Prag—Wien, Prag—Berlin und Prag—Preßburg—Kaschau beabsichtigt. (»Narodni Listy«-Prag, 3. 2. 21, »Überseedienst«, 24. 3. 21.) Hu. **21/13. 26.**

Venezuela.

Eine Landesaufnahme mittels Flugzeugphotographie wird in einem bisher unvermessenen Teile von Venezuela ausgeführt. Mit den gewöhnlichen Hilfsmitteln der Landesvermessung würde die fragliche Arbeit etwa 3 Jahre in Anspruch nehmen; die Vermessungskosten je Qudratmeile (englische) würden sich auf Pfd. Sterl. 176 stellen. Die Vermessung mit Flugzeugen nimmt nur wenige Wochen in Anspruch und die Kosten je Quadratmeile belaufen sich auf nur Pfd. Sterl. 3. (»Aeronautics«, 17. 3. 21.) **21/14. 38.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Die van Meter-Fallschirm-Vorrichtung öffnet sich selbsttätig nach Betätigung eines Hebels im Führersitz. Der Fallschirm ist dabei in einer Verschalung auf dem Rumpfrücken zwischen Kielflosse und Hintersitz untergebracht. Verschalung in der Mitte längs geteilt und um je eine Achse auf den Rumpfoberholmen schwenkbar, gibt beim Aufklappen den Fallschirm frei, der beim Entfalten den Flieger durch eine aus beiden Verschalungsteilen gebildete Gleitbahn nach hinten aus dem Flugzeug zieht. —Aviation, 29. November 1920 (2¼ Sp., 2 Lichtb.), ber. von The Technical Review, Bd. 8, 1. März 1921, S. 208, AN. 1038. W. **21/15. 22.**

Flugzeugbau. Ein Junkerssches Riesenflugzeugprojekt, der »R-max«. — R...r, Luftfahrt, Bd. 25, März 1921, S. 52/53 (2½ Sp., 5 Skizz.). W. **21/13. 35.**

Flugzeugbau. Federnd aufgehängte Tragflügel. — Johnen, Flug- und Luftschiffahrt, Bd. 3, 25. März 1921, S. 330/331 (3. Sp., o. Abb.). Hn. **21/14. 40.**

Flugzeugbau. Zur Herstellung von Wickelfurnier-(Monocoque) Rümpfen werden in Frankreich Schablonen in Form des Rumpfquerschnittes mit 7,5 cm Abstand auf zwei Stahlrohre gereiht. Die Längsholme werden in Aussparungen eingesetzt und etwa 1,6 mm (? D. Ber.) dicke sowie 20 bis 40 mm breite Holzstreifen (nicht gesperrt) von 0,3 bis 4,5 m Länge überall mit Ausnahme von Motor- und Sitzöffnung befestigt. Darauf werden nach und nach fünf Lagen gleicher Holzstreifen mit verschiedener Richtung ohne Druck verleimt. Wenn fertig, werden die Längsrohre herausgezogen, die Schablonen zusammengeklappt und durch Sitz- oder Motoröffnung entfernt. Danach Einbau von Versteifungen, Motorträger usw.

In Amerika hat die Heeresversuchsanstalt für den Verville-Renndoppeldecker den Rumpf in zwei Hälften aus Wickelfurnier auf zwei Schablonen, die die genaue Form des Bootes geben, hergestellt. (Nach diesem Verfahren wurden während des Krieges die »Walfische« der L. F. G. hergestellt. D. Ber.) — L. D. Seymour, Aviation, Bd. 10, 14. Februar 1921, S. 203/206 (3½ Sp., 6 Abb.). Hn. **21/14. 41.**

Flugzeugbau. Der freitragende Flügel. An den dicken »Kaulquappen«-Profilen der deutschen Flugzeuge wandert der Druckpunkt zwischen den Winkeln 0 und 16° in einem Bereich von $^1/_3$ Flügeltiefe. (Das ist eine grundfalsche Behauptung, denn gerade amerikanische Messungen, vgl. 21/1. 41, zeigen, daß es nur $^1/_5$ ist! D. Ber.) Der erste in Amerika fertiggestellte freitragende Flügel (vgl. 21/3. 34) hat eine Gleitzahl von $^1/_{12}$ und ist bedeutend leichter als ein Tragflügel, dessen Gleitzahl $^1/_{16}$ beträgt. Die Amerikaner benutzen große Flügeltiefe, um die nötige Bauhöhe zu erzielen (bekommen dadurch jedoch eine übermäßig hohe Druckpunktwanderung! D. Ber.). Um geringe Druckpunktwanderung zu erzielen, macht man das Profil möglichst symmetrisch. — W. B. Stout, Aviation and Aircraft Journal, Bd. 10, 14. Februar 1921, S. 200 (2 Sp., o. Abb.). Hn. **21/14. 42.**

Flugzeugbau. Die neuen technischen Abnahmebedingungen für Verkehrsflugzeuge in Frankreich. Verkehrsflugzeuge über 2,5 t Gesamtgewicht müssen mehrmotorig sein, mit einem abgestellten Motor 1 km Höhe erreichen und sich in 2 km halten können. Für jeden Motor besondere Brennstoffanlage. Drosselung durch den Führer (keine Maschinentelegraphen). Funkeneinrichtung bei mehr als 4 h Flugdauer, mehr als 10 Personen oder mehr als 100 km Flugweg über See. Seeflugzeuge müssen auch im schwimmenden Zustand funken können. Reichweite 300 km für Land- und 500 km für Seeflugzeuge.

Für Sportflugzeuge Kompaß, Drehzahl- und Höhenmesser Vorschrift. Für Verkehrsflugzeuge ein kompensierter Kompaß in unmagnetischer Umgebung, Drehzähler, Höhenschreiber, Geschwindigkeitsmesser, Kreiselsteuerzeiger, Längs- sowie Querneigungsmesser und, wenn unbewohnte Zonen von 200 km Ausdehnung überflogen werden, vollständige Navigationseinrichtung. Ein Fallschirm für jeden Insassen. Landflugzeuge, die über das Meer fliegen, müssen schwimmfähig sein. Seeflugzeuge, die über Land fliegen, sollen »besondere Einrichtungen« (vermutlich Notlandefahrgestelle) haben.

Abnahmebedingungen: Zur Typprüfung Nachweis der Flugfähigkeit, Sandbelastung von Zelle, Rumpf und Fahrgestell sowie Begutachtung der allgemeinen Einrichtung. Das belastete Flugzeug darf nicht mehr gebraucht werden. Bei kleineren Serien kann nach Gutdünken des staatlichen Prüforgans von dieser Verfügung abgewichen werden. Prüfen der Flügel nur mit der dem Abfangen entsprechenden Last.

$$\text{Lastvielfaches} = \text{Beiwert} \cdot \frac{\text{Tragfläche in m}^2}{\text{Motorbodenleistung}} \cdot \left(\frac{\text{Geschwindigkeit in km/h}}{100}\right)^2.$$

Der Beiwert beträgt 9 für Eindecker, 7,5 für Verkehrsmehrdecker und 6 für Sportmehrdecker. Rumpfprüfung durch Einspannen in die Flügelbefestigung mit freitragendem Schwanz bei doppelter Ladung und einer Belastung der Ruder gleich $^3/_5$ der der Tragflügel. Fahrgestell durch sechsfaches (bei Sportflugzeugen: fünffaches) Flugzeuggewicht. Nachweis, daß ein Durchfallen des voll belasteten Flugzeuges aus 1 m Höhe ausgehalten wird.

Bei Serienflugzeugen Nachweis von Ähnlichkeit des Flugzeuges und gleicher Festigkeit der Baustoffe.

Für den Motor Nachweis, daß alle Teile nicht höher beansprucht, wie ähnliche Bauarten, oder 50 h Dauerlauf, statt sonst 4,5 h mit $^9/_{10}$ und 0,5 h mit Volleistung. Im Flugzeug 1,5 h Probelauf mit $^8/_{10}$ und 0,5 h mit Volleistung.

Verlangte Flugleistungen:

	Verkehrsflugzeuge	Sportflugzeuge
Anlauf unter	300 m	250 m
Auslauf unter . . .	250 m	—
Gipfelhöhe	3,0 km	1,5 km
Steigzeit bis zu ihr	45 min	30 min

Für Landverkehrsflugzeuge schlechteste Gleitzahl $^1/_6$, für Sport- und Seeflugzeuge $^1/_5$. Flugleistungsprüfung: Dauerflug von 700 km für Verkehrs- und 350 km für Sportflugzeuge. Im Gleitflug Rechts- und Linksspirale sowie Acht mit einem Höhenverlust unter 100 m. Bei Mehrmotorenflugzeugen zwei Achten mit Stillstand von ¼, mindestens aber einem der Motoren. — R. Gsell, La Suisse Aérienne, Bd. 3. Januar 1921. S. 23 (3 Sp., o. Abb.). Hn. **21/14. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Der tschechische Jagdeinsitzer Muster »Ae 2. 01« der Prager Aero-Werke (vgl. 21/9. 54) hat entlastete Ruder, geschweißten Stahlrohrrumpf, abwerfbaren Benzintank in der Achsverkleidung. Bugkühler, zwei starre M.-G., Gummifederung. Räder an kurzen, als Schwinghebel an der verstärkten Hilfsachse angelenkten Achsstummeln.

Spannweite	7,2	m
Länge	5,45	m
Höhe	1,3	m
Tragfläche	16	m²
Gesamtnutzlast	320	kg
Fluggewicht	870	kg
Flächenbelastung	54	kg/m²
Leistungsbelastung	3,95	kg/PS

— Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 16. März 1921, S. 114/115 (1 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/18. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue Bellanca C. F.-Fünfsitzer ist ein verspannungsloses Verkehrsflugzeug für vier Reisende in geschlossenem Abteil im Schwerpunkt. (Nähere Beschreibung und Lichtbilder fehlen! D. Ber.)

Motor: Anzani-Stern, luftgekühlt . .	95	PS
Spannweite	12,2	m
Gesamtlänge	6,96	m
Höhe	2,29	m
Flügelfläche	26	m²
Leergewicht	395	kg
Nutzlast	490	kg
Fluggewicht	885	kg
Flächenbelastung	34	kg/m²
Leistungsbelastung	9,30	kg/PS
Sicherheitszahl der Flügel	9	
Höchstgeschwindigkeit bei Vollast . .	172	km/h
Landesgeschwindigkeit bei Vollast . .	68	km/h
Flugbereich (6,6 h)	945	km
Steigzeiten mit Vollast: in 4 min . .	0,76	km
in 13 min . .	2,3	km
in 38 min . .	3,8	km.

Mit geringerer Nutzlast erheblich bessere Steigleistungen.

Der Bellanca C. E.-Zweisitzer ist ein einstieliger, verspannter Doppeldecker mit luftgekühltem Sternmotor und offenen Sitzen. Oberflügel größer als Unterdeck. — Aerial Age Weekly, Bd. 12, 21. Februar 1921, S. 613 (3 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/18. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Farman-Flugzeuge. Farman-Schulflugzeug mit 190 PS-Achtzylinder-Renault, für vorgeschrittene Schüler, ist ein zweistieliger Rumpfdoppeldecker mit Zugschraube, geringer Verspannung, gleichgroßen, ungestaffelten, geraden und rechteckigen Flügeln. Profil mit leichter Keilschneide. Ruder nicht entlastet und hinter Flossen. Doppelsteuerung. Umständliches Fahrgestell: unter dem inneren Flügelstielpaar je ein Radpaar mit einer Kufe (ohne durchlaufende Achse, ähnlich den alten AGO-Gitterschwanzdoppeldeckern von 1913. D. Ber.), außerdem vor jedem Haupträderpaar noch ein Paar Stoßräder, im ganzen also acht Räder. Rechteckiger Stirnkühler unter dem Rumpf.

Farman F. 70-Verkehrsflugzeug mit 300 PS-Renault und geschlossenem Abteil für vier Reisende hinter dem Führersitz. Zweistieliger, verspannter Rumpfdoppeldecker mit gleichgroßen, ungestaffelten Flügeln von schmaler, rechteckiger Gestalt und ohne V- und Pfeilstellung. Leichte Keilschneide im Flügelquerschnitt. Querruder im Oberflügel, Ruder nicht entlastet. Kielflosse fehlt. Normalfahrgestell. Einfache, glatte Rumpfform mit senkrechter Hinterkante. »Einfache Bauart auf Kosten aerodynamischer Verfeinerung.« Für Verkehrsflugzeuge genügen kleine Geschwindigkeiten. »Der französische Standpunkt ist gesunder als der eigene (englische), da Anschaffungs- und Betriebskosten geringer.« Der Farman-»Goliath« ist trotz seiner geringen Geschwindigkeit auch im schlechten Wetter für Kanalflüge brauchbar. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 2. März 1921, S. 212 (1 Sp., 3 Lichtb., o. Zahlenangab.). W. **21/13. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Der Fokker-Verkehrseindecker V 45. — Fr. Wm. Seekatz, Der Motorwagen, Bd. 24, 10. Januar 1921, S. 13/14 (3½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/13. 44.**

Flugzeugbeschreibung. Kondor-Jagdeinsitzer von Ende 1917. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 16. März 1921, S. 113 (1 Sp., 1 Lichtb., o. Zahlenangab.). W. **21/13. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Das Rumpler-Reiseflugzeug. — Werner v. Langsdorff, Der Motorwagen, Bd. 24, 10. Januar 1921, S. 15/16 (4 Sp., 4 Lichtb., eingehende Zahlenangaben). W. **21/13. 47.**

Flugzeugbeschreibung. Das Sperry-Botenflugzeug (»Messenger«), von der flugtechnischen Versuchsabteilung (Engineering Division) der amerikanischen Fliegertruppe entworfen, von der Lawrence Sperry Aircraft Co. (Long Island, N. Y.) gebaut, ist ein schwachmotoriges Flugzeug zur Befehlsübermittlung. Einsitziger, einstieliger Doppeldecker mit geringer Verspannung und luftgekühltem Dreizylinder-Motor. Flügel rechteckig, gleichgroß, gerade und geteilt, Oberflügel nach vorn gestaffelt und dicht über Rumpf. Ober- und Unterflügel der gleichen Seite gegeneinander austauschbar. Baldachin von Rumpfbreite. Beiderseits ein N-Stiel. Obere Stielbefestigungspunkte mit je einer Strebe gegen Ansatzpunkt der vorderen Fahrgestellstrebe und Hinterholmanschluß des Unterflügels am Rumpf abgestrebt; Flügelverstrebung erinnert an Austin »Whippet« (vgl. ZFM vom 15. Oktober 1919). In der Strebenebene ein Tragkabel. Gleichgroße Querruder in beiden Flügeln, durch Strebe verbunden. Ruder nicht entlastet und hintere Flossen. Flügelholme Spruce, längs ausgefräst; Rippen aus Mahagoni-Stegen mit Spruce-Gurten; Flügelverstrebung aus mit Balsaholz (vgl. 20/10. 16) verkleideten Rundstahlrohren. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt, guter Stromlinienform, senkrechter Hinterkante (Seitenruderachse), mit Dreifach-Mahagoni-Sperrholz bekleidet und ohne Innenverspannung. Normalfahrgestell mit verkleideten Rädern und einer Querstrebe an Stelle der Diagonalverspannung. Motor soll bei amtlicher Prüfung 50 h-Dauerlauf anstandslos erledigt haben. Brennstoffbehälter hinter Motor im Rumpf, unterteilt in 25 l-Hauptbehälter (1½ h) und oben liegenden Hilfsbehälter für ½ h. Motor beiderseits durch je eine kurze, in den vordersten Rumpfspant eingelassene Stahlplatte gehalten und leicht herausnehmbar.

Motor Dreizylinder-Stern-Lawrence, luftgek. (Erzeugnis von Sperry)	60	PS
Spannweite in beiden Flügeln	6,10	m
Flügeltiefe » » »	1,22	m
Flügelabstand	1,14	m
Staffelung	0,46	m
Flügelprofil	U. S. A. 15	
V-Stellung in beiden Flügeln	1,5°	
Länge über alles	5,72	m
Flügelfläche	14,9	m²
Höhenflosse	1,2	m²
Höhenruder	0,46	m²
Kielflosse	0,18	m²
Seitenruder	0,52	m²
vier Querruder	1,76	m²
Leergewicht	265	kg
Nutzlast	108	kg
Gesamtgewicht	373	kg
Flächenbelastung	25	kg/m²
Leistungsbelastung	6,2	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	150	km/h
Landegeschwindigkeit	57	km/h
Steigzeit 3,0 km Höhe in	10	min

— Flight, Bd. 13, 17. Februar 1921, S. 111/113 (4½ Sp., 2 Lichtb., 3 Skizz., 1 Zahltaf.; Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 16. März 1921, S. 104/106 (4 Sp., 1 Lichtb., 3 Skizz.). W. **21/13. 49.**

Flugzeugbeschreibung. Tätigkeit der Heeres-Versuchsanstalt des amerikanischen Luftdienstes (Engineering Division, Air Service, in McCook Field, Dayton, Ohio) umfaßt Entwurf, Durchbildung und Prüfung von Flugzeugen, Flugmotoren, Zubehörteilen und Baustoffen aller Art. Unterstützung und Beaufsichtigung der kriegswichtigen Luftfahrtindustrie.

Es folgt Übersicht über die Flugzeuge vom Juli 1919 bis Januar 1921. — Aviation, Bd. 10, 28. Februar 1921, S. 263/265 (5½ Sp., o. Zahlenangaben u. Abb.). W. **21/15. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Farman-Flugzeuge (vgl. 21/13. 43). — Flugsport, Bd. 13, 30. März 1921 (1 S., 3 Lichtb.). W. **21/15. 27.**

Flugzeugbeschreibung. Neuer 1100 PS-Morane-Saulnier-Eindecker, Entwurf Saulnier, gegenwärtig im Bau. Metallkonstruktion, vorzugsweise Duralumin. Freitragende Flügel, zu beiden Seiten des Rumpfes angeordnet. Zwei Motoren seitlich in der Flügelvorderkante, der dritte in der Rumpfspitze. Drei Zugschrauben. Flügel mit aus Duraluminblechen zusammengenieteten Trägern, ebenso wie der vierkantige Rumpf mit Stoff bekleidet. Mannloch im Flügel gestattet Zugang zu den Außenmotoren (ähnlich Staaken, vgl. 20/05. 06 usw. D. Ber.). Benzinbehälter mit Aufreißvorrichtung zum beschleunigten Entleeren. Führerraum hinter Mittelmotor halb offen. Radsteuerung. 16 Sitze im Rumpf, dahinter Waschraum. Schwanzleitwerk einfach, in bekannter Weise entlastet (Höhenleitwerk erinnert an neuere Albatros-Flugzeuge. D. Ber.). Mittelteil des Flügels mit den Außenmotoren fest am Rumpf. Flugzeug soll mit zwei Motoren starten und in 0,5 km Höhe mit einem Motor fliegen können.

Motoren 3 Lorraine-Dietrich je	370	PS
Gesamtleistung	1110	PS
Spannweite	27	m
Tragfläche	116	m²
Triebwerkgewicht	2	t
Leergewicht	4,3	t
Gesamtnutzlast	2,7	t
Fluggewicht	7	t
Flächenbelastung	60	kg/m²
Leistungsbelastung	6,3	kg/PS

— L'Auto, Bd. 22, 25. März 1921, S. 2 (½ Sp., 2 Skizz.). W. **21/15. 30.**

Flugzeugbeschreibung. Der holländische N. A. V. O.-Verkehrseindecker (vgl. 21/7. 37). — Flugsport, Bd. 13, S. 158/159, 30. März 1921 (1 S., 1 Lichtb.). W. **21/15. 31.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue de Havilland-Eindecker. Zwei Flugzeuge gegenwärtig für das Air Ministry im Bau. Einzelheiten dürfen nicht bekanntgegeben werden. Einmotorig. Rumpf aus dreifach Sperrholz mit Ausbauchungen zum besseren Ansatz der Fahrgestellstreben. Freitragende Flügel, die im Windkanal günstigere Werte als gewöhnliche, nicht freitragende Flügel ergaben. Der freitragende Flügel scheint daher — entgegen anderen Annahmen — aerodynamisch nicht zu ungünstig. Gegenwärtig Festigkeitsprüfung der Flügelbauart; bisher günstige Ergebnisse. Großes Abteil, für die verschiedensten Zwecke verwendbar. Ursprünglicher Entwurf für Luftverkehr London—Paris (A. T. & T. Co.) mit 230 PS-Siddeley-»Puma« und sechs Reisende, neuerer Entwurf (im Bau) für 450 PS-Napier-»Lion« und zehn Reisende oder 1 t Fracht bei 160 km/h. Flügel nach außen in Tiefe und Dicke abnehmend, Kastenholme aus Holzgurten und Dreifach-Sperrholz. Stoffbekleidung. Flügel einteilig und auf dem Rumpf gelagert. Im übrigen die bekannte Bauweise von de Havilland. Auch zum Unterbringen von Reisenden geeignet. Flugzeuge sind für Versuche bestimmt; hohe Wirtschaftlichkeit wird erwartet. — Flight, Bd. 13, 10. März 1921, S. 179 (¼ Sp., o. Abb. u. Zahlenangaben); The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 9. März 1921, S. 234 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/15. 32.**

Flugzeugbeschreibung. Pfalz D 15-Jagdeinsitzer, kurz vor Kriegsende herausgekommen, jetzt in Argentinien geflogen. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 30. März 1921, S. 131/132 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/15. 33.**

Flugzeugbeschreibung. Der japanische Fuji-I-Go-Zweisitzer der Itoh-Flugzeugwerke (vgl. 21/6. 42). — Flugsport, Bd. 13, 4. Januar und 30. März 1921, S. 20 u. S. 161 (1 S., 1 Lichtb., 2 Skizz.). W. **21/15. 34.**

Flugzeugbeschreibung. Der Sopwith-»Snark«-Jagd-Dreidecker, normaler, verspannter, einstieliger Einsitzer mit luftgekühltem 320 PS-A. B. C.-»Dragonfly«-Motor, rundem Rumpf. Unterflügel unten am Rumpf, Mitteldeck dicht über Rumpf durchlaufend und mit Sichtausschnitt. Oberflügel durch nach außen ausladendes Baldachinstrebenpaar mit Rumpf verbunden. Beiderseits zwei Flügelstreben mit Tiefenverspannung hintereinander (Gegensatz gegen älteren Sopwith-Dreidecker von 1917. D. Ber.). Die beiden oberen Flügel um den gleichen Betrag gegen den Unterflügel gestaffelt. Leichte V-Form. Nicht entlastete Querruder in allen Flügeln, durch Seil miteinander verbunden. Höhenruder in üblicher Form, hinter Flosse, nicht entlastet. Seitenruder hinter kleiner Kielflosse, entlastet. Nabenhaube. Motor bis auf Zylinderköpfe verkleidet. Mehrere M.-G. Gegen Kriegsende entstanden, nicht zur Front gekommen. In Geschwindigkeit und Steigleistungen dem gleichzeitig entstandenen Sopwith-»Snapper« (vgl. 20/11. 50) mit gleichem Motor unterlegen. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 9. März 1921, S. 232 (2 Skizz. m. kurz. Text). W. **21/15. 35.**

Flugzeugunterbringung. Amerikanisches Flugzeug-Mutterschiff »Langley«. Flugdeck 17 m über Wasser, 160 m lang, größte Breite rd. 20 m. Unterbringungsmöglichkeit für 12 Jagdeinsitzer, 12 Zweisitzer, 4 Torpedo- und 6 Seeflugzeuge. Schiffslänge 165 m, 12900 t Verdrängung, 27,7 km/h, vier 12,7 cm-Geschütze. — Flight, Bd. 13, 17. Februar 1921, S. 118 (½ Sp., 1 Lichtb.); auch Luftfahrt, Bd. 25, März 1921, S. 53 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/13. 51.**

Lichtbildwesen. Luftbild und Landvermessung. Vermessung von Frankreich durch Erdaufnahme kostet rd. Fr. 2 Milliarden. Luftbildvermessung ist wesentlich billiger. — Henri Bouché, L'Aéronautique, Bd. 3, Februar 1921, S. 71/76 (12 Sp., 6 Luftb.). W. **21/13. 52.**

Luftschiffbau. Luftschiffverkehr ohne Hallen. — Karl Scholler, Luftfahrt, Bd. 25, März 1921, S. 45/46 (2 Sp., o. Abb. und Zahlenangaben). W. **21/13. 56.**

Materialkunde. Deutsche und amerikanische Magnesiumlegierungen. Das Dow-Metall gleicht in der Zusammensetzung dem deutschen Elektron. Die Dow Chemical Co. hat während des Krieges amerikanische Patente der chemischen Fabrik Griesheim-Elektron »erworben«. Im Gegensatz zum Elektron wird Dow-Metall fast nur für Motorkolben verwendet. Spez. Gewicht 1,8, Magnesiumgehalt 90 v. H., Zerreißfestigkeit 16 kg/mm², Elastizitätsgrenze 8 bis 9 kg/mm²; Dehnung und Querschnittsverminderung 3,5 v.H.; Elastizitätsmaß 6300 kg/mm², für Elektron 4000 bis 5000; Brinellhärte 55, durch Warmbehandlung auf 70 gesteigert, während die Zerreißfestigkeit auf 35 kg/mm² verbessert werden kann; Wärmeleitfähigkeit 0,295, für Elektron 0,320; Wärmedehnungszahl für beide Legierungen 0,000028.

Im Gegensatz zu Aluminium keine bleibende Wärmedehnung. Gute Erfolge bei Motorradprüfungen: geräuschloser Lauf. — Nach Angaben von The Iron Age, 22. Juli 1920: Industrie und Technik, Bd. 2, März 1921, S. 53/54 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/13. 57.**

Materialkunde. Eine neue Stahllegierung, Ferrochrom, wird von einer norwegischen elektrochemischen Aktiengesellschaft in Tysse untersucht; rostet nicht, wird nicht von Säuren angegriffen, ist nicht teurer herzustellen als anderer Stahl. — Automobilwelt-Flugwoche, Bd. 19, 13. März 1921, S. 9 (1/10 Sp., o. Abb.). Hn. **21/13. 58.**

Materialkunde. Zerstörungserscheinungen an Aluminium. Zwei Arten: Zersetzungen und Ausblühungen, die der Walzrichtung folgen, und unregelmäßig verteilte. Sie haben die Form weißlichen, rauhen Ausschlages, bestehen zu ¾ aus Tonerde, Rest Kalk und Kieselsäure in wechselnder Menge, selten auch Magnesia. Die Bleche hatten wechselnden Silizium- und Stickstoffgehalt, deren Einfluß nicht ersichtlich. Während 7 Monaten hatte die Atmosphäre keinen Einfluß. Nach einer 207tägigen Lagerung in destilliertem und Leitungswasser auf der Oberfläche weiße Schicht Tonerdehydrat. Darunter Aufbeulungen und Anfressungen. Gewichtsverlust nimmt mit zunehmender Härte ab. Wenn ½ h auf 450° C erhitzt, gleichmäßig verteilter, geringer Angriff des Wassers. Ohne Heißbehandlung starke Zersetzungserscheinungen und an den Kanten Aufblätterungen. (Festigkeitsangaben fehlen! D. Ber.). — W. Ritter, Technische Rundschau, Wochenschrift des Berliner Tageblattes, Bd. 27, 30. März 1921, S. 49/50 (3½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/14. 47.**

Meßgeräte. Das Schenkelmanometer der technischen Abteilung des Landesbeirats für Luftfahrt für den Windkanal der Langley-Gedächtnis-Luftfahrtversuchsanstalt soll zusammen mit einer Druckplatte in der Kanalwand die Windgeschwindigkeit anzeigen; seine Genauigkeit ist dem Druck umgekehrt proportional; es kann rasch und scharf auf einen bestimmten Druck eingestellt, die Abweichung von diesem leicht geschätzt werden. Eichen der Teilung auf Geschwindigkeit mittels Pitotrohr im Luftstrom.

Anordnung: ein drehbarer Aluminiumarm, der nach einem Teilkreis eingestellt wird, trägt Glasrohr mit Teilung in der Umgebung des Drehpunktes und kugeligen Flüssigkeitsbehälter am unteren Ende. Nulleinstellung entspricht 3,5° Neigung gegen die Wagrechte, bei der sich gerade noch ein Meniskus bildet. Berechnung der Flüssigkeitshöhe für andere Schräglagen mittels Sinusformel. — F. H. Norton und D. L. Bacon, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 14. Februar 1921, S. 585 (1 Sp., 1 Zeichn.). E. **21/13. 61.**

Meßgeräte. Der Luftfahrerkompaß. Vorzüge des Fluidkompasses: Stabilität der Rose, Genauigkeit wegen geringer Lagerreibung. Nachteile: Schleppen, Nachhinken, schwieriges Kompensieren. Der Luftfahrzeugkompaß erhielt möglichst kurze Schwingdauer. Fehler: Laufen infolge von Kurven. Bekämpfung durch viele Magneten, die nicht zu kurz sein dürfen, um beständig zu sein, und nicht zu lang, um nicht zu empfindlich gegen das Störungsfeld zu sein. Schwimmer muß kreisrund sein. Die Rose ist stabiler, wenn sie nicht die Pfanne, sondern die Spitze trägt. Kardanische Aufhängung fängt im Flugzeug leicht zu schwingen an; wurde daher durch federnde, gedämpfte Aufhängung ersetzt.

Das Gehäuse muß Temperaturänderungen aufnehmen können, die Rose leicht ablesbar und durchscheinend beleuchtet sein. Material der Lagerung: am besten bewährt hat sich schwach abgerundete Spitze aus Achat und Pfanne aus dem etwas härteren Saphir.

Bei der Abnahme sind die Kompasse zu prüfen, z. B. auf einer Drehscheibe gegen Schreibfehler. — L. Condroyer, L'Aéronautique, Bd. 3, Februar 1921, S. 387/395 (18 Sp., 9 Lichtb., 10 Zeichn.). E. **21/13. 63.**

Motorbeschreibung. Die französischen Flugmotoren von 1920. Thermodynamischer Wirkungsgrad 28 v.H. Bei 2000 Umdr./min Verdichtungsverhältnis 1:5,2. Mittlerer Kolbendruck 9 kg/cm², beim 300 PS-Hispano-Suiza nur 8 kg/cm². Dessen Spitzenleistung 330 PS. Motoren für Kriegsflugzeuge brauchen eine bei Schleifenflügen nicht versagende Brennstoffförderung und Kühler für große Höhen. 200 PS-Hispano-Suiza macht 2000 Umdr./min und wird für Luftschiffe auf 750 Umdr./min, für Seeflugzeuge auf 1170 Umdr./min, für Erkundungsflugzeuge auf 1330 Umdr./min, für Jagdflugzeuge auf 1500 Umdr./min untersetzt. Bei Motoren bis zu 400 PS und Geschwindigkeiten von 190 km/h sind Luftschraubendrehzahlen von 1400 bis 1700 Umdr./min ohne Untersetzung zulässig; bei 160 km/h und

500 bis 600 PS	800 bis 900	Umdr./min,
250 » 350 »	1100	»
125 » 150 »	1200	»

Gewicht der Untersetzung 0,050 bis 0,250 kg/PS Leistungsabfall 2 bis 4 v.H.; Gewinn durch besseren Schraubenwirkungsgrad im äußersten Falle 15 bis 30 v.H.; günstiges Untersetzungsverhältnis 3:10. Ein 500 PS-Flugzeug hat zwischen London—Paris Fr. 5 tkm Brennstoffkosten.

1 l Hubraum liefert höchstens 20 PS. Größte erreichte Maße: Bohrung 190 mm, Hub 210 mm, geben 118 PS je Zylinder. Größte Zylinderzahl 16 bis 18. Höchstens 1850 bis 2000 PS bei einer Kurbelwelle. Über Versuche hinausgekommen nur 400 bis 600 PS.

Abgasturbine mit Vorverdichter von Rateau erhöht die Gipfelhöhe von 5 auf 9 km, die Geschwindigkeit in 5 km Höhe von 160 auf 200 km/h.

Zum Wettbewerb für den Friedensmotor haben sich eingeschrieben:

Klasse 125 bis 180 PS: Farman,
Klasse 250 bis 350 PS: Farman, Renault, Schneider und Lorraine,
Klasse 500 bis 600 PS: Farman.

Außer Wettbewerb: 420 PS-Bugatti, die Triebwerke von Bréguet-Bugatti mit 420 und 840 PS, sowie der 420 PS-Anatra. Alle Motoren noch im Versuchsstadium.

Versuche mit Alkohol zeigen, daß das Verdichtungsverhältnis auf 1:6 gesteigert werden kann, aber das Brennstoffgewicht verdoppelt wird. — Martinot-Lagarde, L'Aéronautique, Bd. 3, Januar 1921, S. 296/305 (19 Sp., 11 Abb.). Hn. **21/13. 67.**

Motorbeschreibung. Der wassergekühlte 300 PS-Salmson AZ-9-Neunzylinder-Sternmotor (vgl. dazu auch 20/03. 27) ist wie der Z-9 gebaut: Stahlzylinder mit aufgeschweißten Wassermänteln, zwei Ein-, zwei Auslaßventile je Zylinder, einmal gekröpfte Kurbelwelle von 70 mm Durchm., Kugellager, Ölumlaufpumpe mit Druckbegrenzung, zwei Salmson GG-9-Magnete. Dekompressionseinrichtung soll Wiederanlaufen des Motors im Fluge gestatten. Für schwere Flugzeuge Untersetzungsgetriebe 1,5:1.

Bohrung	140	mm
Hub	170	mm
Dauerleistung bei 1500 Umdr./min . .	300	PS
Motorgewicht	330	kg

Zahlentafel der französischen Motoren (zu 21/13. 67). Siehe Text Seite 143.

Firma und Bezeichnung	Zylinder Zahl	Zylinder Anordnung	Leistung PS	Zugeh. Drehzahl U/min	Hub mm	Bohrung mm	Gewicht kg	Bemerkungen
Le Rhône	9	Umlauf	160—180	—	115	170	180	Einheitsverbrauch 280 PSh Benzin und 50 g/PSh Öl.
Le Rhône	9	Umlauf	60	1450	84	106	68	
Panhard-Levasseur	12	60° V	500	1550	170	165	566	Überbemessen und überverdichtend, 10 v. H. schwerer als der Normale.
Renault	12	V	450	1600	180	134	456	Durch Vergrößern des 300 PS-Renault entstanden.
Renault	12	V	560	1500	180	160	540	
Salmson	16	Doppelstern	500	1550	125	170	450	Durch Hintereinanderfügen von zwei 260 PS-Salmson entstanden.
Panhard-Levasseur	16	Fächer	650	1650	170	165	640	4 Reihen mit je 4 Zyl. und je 45° V-Stellung.
De-Dion	—	Fächer	900	1420	190	170	940	1 Steuerwelle zwischen den Zylinderreihen.
Lorraine-Dietrich	12	60° V	600	—	—	—	—	
Peugeot	12	60° V	600	1600	190	160	700	
Panhard-Levasseur	12	60° V	350	1800	170	115	464	25/45 untersetzt.
Anatra-Peugeot	8	gegenüb.	500	2000	160	120	500	Im Versuch. ½ untersetzt.
Bréguet-Bugatti-Triebwerk aus 4 Motoren	8	Reihe	210	—	—	—	—	4 Motoren mit Kupplung wiegen 1100 kg.
Farman	8	90° V	180	—	—	—	—	
Farman	12	60° V	300	—	—	—	—	
Farman	18	Fächer 40° V	500	—	—	—	—	

Einheitsgewicht	1,1	kg/PS
Benzinverbrauch	230	g/PSh
Ölverbrauch	25	g/PSh
Lebensdauer im Betriebe	rd. 1000	h
ununterbrochene Laufdauer	rd. 50	h.

— L'Aéronautique, Bd. 3, Januar 1921, S. 306 (2 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/13. 68.**

Motorberechnung. Vergleich der Umlauf- und Gegenlaufmotoren auf Grund der Massenwirkungen. — H. Schrön, Der Motorwagen, Bd. 23, 31. Dezember 1920, S. 689/697 (16 Sp., 8 Abb.). Hn. **21/14. 49.**

Motorbeschreibung. Der 450 PS-Napier-»Lion« (vgl. 21/12. 51). Winkel zwischen dem senkrechten und den beiden schrägen Zylinderblöcken mit je 4 Zylindern 60°. Dadurch werden Verdrehschwingungen der Kurbelwelle vermieden, die bei 12 Zylindern in zwei Reihen auftreten würden. Hauptschubstange in der Mitte. Verdichtungsverhältnis für Verkehrsflugmotoren 5,3/1, für Heeresflugmotoren 5,8/1.

Maybach-Anlaßvorrichtung: Eine Pumpe saugt, nachdem durch besonderen Hebel Ein- und Auslaßventil geöffnet, Benzinluftgemisch durch die Zylinder, danach Anlassen mittels Anlaßmagnet. Der warme Motor springt mit Gemisch von Atmosphärendruck an, der kalte muß durchgedreht werden.

Drehzahl U/min	Bremsleistung PS	mittlerer Druck kg/cm²	Ölverbrauch l/h	Benzinverbrauch mit normaler Vergaserstellung g/PSh	Benzinverbrauch mit Höhengas am Boden g/PSh
1700	412	9,4	1,7	236	216
1800	437	9,4	2,8	236	216
1900	460	9,3	4,4	236	216
2000	480	9,2	5,7	236	216
2100	496	9,1	7,4	236	216
2200	510	9,0	9,1	236	216

An das Kühlwasser werden 239 kcal/min abgegeben. Wasserströmung 350 l/min. Mittlerer Druck ist bei niedriger Verdichtung 7 v.H. kleiner.

	kg	kg/PS
Motor	404	0,895
Kühlanlage mit 50 l Wasser	113	0,251
Behälter für 450 l Benzin und 23 l Öl	45	0,101
Einbaustreben und Motorbleche	50	0,111
Auspuffsammler, Luftschraube u. Einzelteile	77	0,171
Ganzes Triebwerk ohne Betriebstoffe	689	1,530

Gewicht des Airco 18 verteilt sich auf:

	t	kg/PS
Triebwerk mit Betriebstoff	1,10	2,45
Flugwerk	1,29	2,87
Nutzlast	0,66	1,47
Gesamtfluggewicht	3,05	6,79

— A. J. Rowledge, Aeronautics, Bd. 20, 3. März 1921, S. 144/146 (5 Sp., 2 Abb.). Hn. **21/14. 50.**

Segelflug. Die Frage des Segelflugs. Beobachtungen des Vogelflugs sind vor allem in Ländern mit gleichförmigen Luftverhältnissen möglich. Hankin hat in Indien Messungen der Geschwindigkeit angestellt und Segeln der Libellen und Flugfische entdeckt.

Zu unterscheiden sind rasches und langsames Segeln. Nur beim ersten starke V-Stellung der Flügel. Daher kann Segeln nicht von seitlichen Böen herrühren. Schwärme von Flugtieren halten genauen Abstand beim Segeln. Der Puttung-Drachen, ein indisches Kinderspielzeug aus Papier und Bambus, zeigt durch sein Verhalten im Winde, daß zum Segeln keine unmerklichen Bewegungen nötig sind. Dann würden Flugfische und Insekten ihre Geschwindigkeit auch nicht durch Bremsen mit Hinterflügeln oder Hinterleib verlangsamen, und der Albatros könnte bei Windstille segeln. Aufsteigende Luftströmung kann gleichfalls nicht der Grund sein, wie das Verhalten von Libellen im Wolkenschatten und von Vögeln zu verschiedenen Tageszeiten zeigt.

Zusammenhang zwischen Turbulenz und Segeln liegt in der Abhängigkeit von Sonnenstrahlung und Windstärke. Dagegen spricht die Beobachtung, daß segelnde Flugtiere mit flatternden wie mit verhältnismäßig ruhigen Nebenteilchen, Samen oder Federn an der gleichen Stelle auftreten. — E. H. Hankin; Vorwort von F. Handley Page. Proceedings of the Cambridge Philosophical Society, Bd. 20, Januar 1921, S. 219/227 (8½ S., o. Abb.). E. **21/13. 69.**

Strömungslehre. Die Luftreibung und ihr Anteil am Bewegungswiderstand läßt sich nicht genau berechnen. Ihre Kraft ist proportional der Massendichte, der Fläche, dem Quadrat der Geschwindigkeit und einer Funktion der Reynoldsschen Zahl, die durch Versuche in beliebigen Flüssigkeiten zu bestimmen ist. Bei Windkanalmessungen an ebenen Platten sind die Widerstände der Aufhängedrähte und der Kanten abzuziehen und zu dem Zweck möglichst klein zu halten, etwa durch dünne Draht- und stromlinige Verkleidung der Kanten (Zahm) oder feststehende stromlinige Kantenleisten (Gibbons). Ergebnis für polierte Holzplatten (Zahm) bzw. Glasplatten (Gibbons): Widerstand proportional der 0,85ten Potenz der Geschwindigkeit, für höhere Geschwindigkeit anscheinend weniger. Nach weiteren Messungen von Gibbons liegt der Geschwindigkeitsexponent für Leinen zwischen 1,90 (ungefirnißt) und 1,82 (gefirnißt), für Ballonbaumwollstoff zwischen 1,86 und 2,07 je nach Behandlung der Oberfläche; der Beiwert, der die Luftdichte enthält, liegt für Glas bei 360, für Leinen zwischen 323 und 345, für Baumwolle zwischen 190 (entspricht dem Exponenten 2,07, abgesengter Baumwollstoff) und 376 Millionteln. — A. Toussaint, L'Air, Bd. 1, 5. Oktober, 5. November, 20. Dezember 1920, S. 16, 15/16, 17/18 (8 Sp., o. Abb., 1 große Zahltafel mit Versuchsergebnissen von Gibbons an verschiedenen Flächen). E. **21/13. 70.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

10. Heft 31. Mai 1921 12. Jahrgang

Über den Flügelwiderstand in der Nähe des Bodens.

Von C. Wieselsberger.

Zur genaueren Verfolgung der bei Start und Landung eines Flugzeuges auftretenden Verhältnisse ist die Änderung des Widerstandes, den der Tragflügel in der Nähe des Bodens erleidet, von Interesse. Durch frühere Untersuchungen[1]) ist bereits festgestellt worden, daß der Widerstand eines Tragflügels mit zunehmender Annäherung an den Boden geringer wird, während gleichzeitig der Auftrieb etwas wächst, so daß das Güteverhältnis in Bodennähe günstiger wird. In folgendem soll auf ein bequemes Verfahren hingewiesen werden, welches erlaubt, die Polarkurve eines Flugzeuges für beliebige Bodennähe durch eine einfache kurze Rechnung zu ermitteln, wenn die Polarkurve für den Flug in der allseits unbegrenzten Strömung bekannt ist. Die befriedigende Übereinstimmung zwischen Versuch und Rechnung wird an Hand der Ergebnisse von 2 Modellmessungen gezeigt.

Zu einer Umrechnung der gegebenen für die freie Strömung gültigen Polarkurve auf Bodennähe gelangt man mit Hilfe der von L. Prandtl begründeten Theorie der Tragflügel im vorliegendem Falle speziell mit Hilfe der Mehrdeckertheorie[2]). Nach dieser Theorie läßt sich unter der in den meisten praktischen Fällen nahezu zutreffenden Annahme, daß der Auftrieb in Form einer Halbellipse über die Spannweite des Flügels verteilt ist, die Strömung um den Flügel berechnen. Dabei wird die aus den theoretischen Überlegungen folgende Tatsache benutzt, daß von der Hinterkante eines jeden Flügels ein Wirbelband ausgeht. Die Achsen der Elementarwirbel dieses Bandes sind genähert parallel zur Flugrichtung, und die Breite des Bandes ist gleich der Spannweite des Flügels. Die von diesem Wirbelband herrührende zusätzliche Störungsgeschwindigkeit in irgendeinem Punkte ergibt sich als Integral der von den einzelnen Teilwirbeln herrührenden Störungs-Geschwindigkeiten, wobei letztere nach dem Biot-Savartschen Gesetz berechnet werden. Befindet sich ein Flügel in der durch einen zweiten Flügel gestörten Strömung, so kommt für den induzierten Widerstand des ersteren nur der vertikale Anteil der Störungsgeschwindigkeit in Betracht, denn durch die Vertikalkomponenten der Störungsgeschwindigkeit wird die Anströmungsrichtung am Orte der tragenden Linie und somit der induzierte Widerstand verändert. Die Vertikalgeschwindigkeiten in einer durch die Mittellinie des Flügels hindurchgehenden lotrechten Ebene sind, unter der Annahme, daß der Auftrieb nach einer Halbellipse über die Spannweite verteilt ist, für eine Reihe von Abständen von der tragenden Linie auf Veranlassung von L. Prandtl von K. Pohlhausen berechnet worden und in Abb. 1 graphisch dargestellt. h/b bedeutet hierbei das Verhältnis: Entfernung des betrachteten Punktes vom Flügel zur Spannweite des Flügels. Die Vertikalgeschwindigkeit vom Flügel selbst ($h/b = 0$), die bei elliptischer Verteilung des Auftriebes über die ganze Spannweite konstant ist, ist hierbei gleich 1, die Spannweite gleich 2 Einheiten gesetzt. Die wirkliche Vertikalgeschwindigkeit w_{11}' am Orte des Flügels 1, herrührend von dem Flügel 1', ist daher

$$w_{11}' = \frac{2\,A}{\pi\,\varrho\,v\,b^2} \cdot z \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Dabei soll A den Auftrieb des Flügels 1', v die Fluggeschwindigkeit und ϱ die Luftdichte bezeichnen. z kann aus Abb. 1 für das entsprechende h/b entnommen werden.

Abb. 1. Senkrechter Anteil der Störungsgeschwindigkeit, abhängig von der wagrechten und senkrechten Entfernung vom Flügel.

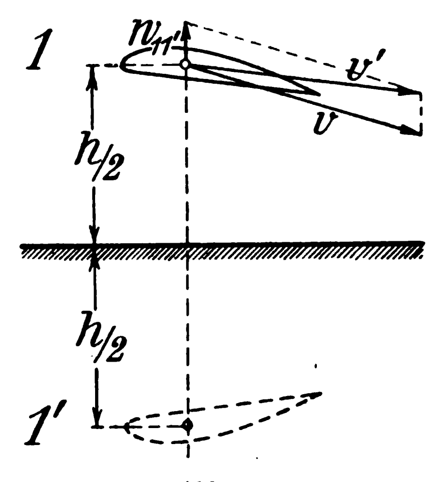


Abb. 2.

Um die Widerstandsänderung in der Nähe des Bodens zu untersuchen, benutzen wir das Prinzip der Spiegelung. Wir ersetzen den Erdboden durch den am Boden gespiegelten Flügel 1' (Abb. 2) und untersuchen nun, analog wie bei der Berechnung des Widerstandes eines Mehrdeckers aus dem Widerstand des Eindeckers, in welcher Weise die Strömung um den Flügel 1 durch sein Spiegelbild verändert wird. Den Abstand vom Boden bezeichnen wir mit $h/2$. Der Flügel 1 befindet sich nun auf der Druckseite von Flügel 1'. Qualitativ erkennt man daher bereits, daß die von 1' herrührende Störungsgeschwindigkeit am Orte vom Flügel 1 nach oben gerichtet ist. Die resultierende Strömungsrichtung am Flügel 1, die sich durch geometrische Addition der ursprünglichen Richtung der Geschwindigkeit v und der vom Flügel 1' herrührenden Vertikalgeschwindigkeit w_{11}' ergibt und deren Richtung mit v' bezeichnet ist, ist daher, wie man erkennt, etwas weniger stark nach unten abgelenkt als im ungestörten

[1]) Vergl. A. Betz, Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden). ZFM 1912, S. 217.

[2]) L. Prandtl, Tragflügeltheorie, I. u. II. Mitteilung, Nachrichten der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, 1919. Mathem. physikal. Klasse, ferner L. Prandtl, Der induzierte Widerstand von Mehrdeckern, Techn. Berichte, Bd. III, Heft 7. Die Abb. 1 und 3 sind letzterem Aufsatze entnommen.

Zustande. Der induzierte Widerstand in Bodennähe muß deshalb kleiner sein als in größerer Höhe, da mit abnehmendem Abstand des Flügels 1 von einem Spiegelbild die Störungsgeschwindigkeit, wie aus Abb. 1 ersichtlich, von Null bis zu einem Maximum wächst.

Für die quantitativen Verhältnisse ist zu beachten, daß die vertikale Störungsgeschwindigkeit, wie Abb. 1 zeigt, auch längs der Spannweite des Flügels 1 veränderlich ist. Die Änderung des induzierten Widerstandes erhalten wir, wenn wir den Auftriebsanteil eines jeden Flügelelementes mit dem Sinus des Neigungswinkels der Luftstromrichtung an der betreffenden Stelle multiplizieren und über die ganze Spannweite integrieren. Der kleine Neigungswinkel hat den Betrag $\frac{w_{11}'}{v}$ und demnach ist die Widerstandsänderung W' zu setzen:

$$W' = -\int_{-b/2}^{b/2} \frac{w_{11}'}{v}\, dA \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

wobei das Minuszeichen, der obigen Überlegung gemäß, zum Ausdruck bringt, daß der Widerstand des Flügels verkleinert wird. Das vorstehende Integral ist für verschiedene Werte von h/b planimetrisch ausgewertet worden und das Ergebnis durch die Einflußzahl σ ausgedrückt, wobei σ durch die Beziehung definiert ist:

$$W' = -\sigma \frac{A^2}{\pi q b^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

(q = Staudruck). Die Werte von σ sind in Abb. 3 abhängig vom Verhältnis $h/\frac{b_1 + b_2}{2}$ graphisch dargestellt. Diese Darstellung abhängig vom Verhältnis $h/\frac{b_1 + b_2}{2}$, ist mit Rücksicht auf die noch zu besprechenden Verhältnisse, die bei Doppeldeckern mit ungleicher Flügelspannweite (b_1 und b_2) auftreten, gewählt worden. In dem gegenwärtig betrachteten Falle, wo die Spannweite des wirklichen Flügels gleich der des gespiegelten ist, ist der Ausdruck $h/\frac{b_1 + b_2}{2}$ identisch mit h/b und die entsprechenden Werte von σ werden durch die Kurve mit der Bezeichnung $\mu = 1$ angegeben. Ist ein genauerer Wert erwünscht, als ihn die graphische Darstellung liefert, so kann man die folgende von Prandtl angegebene Näherungsformel benutzen, die von $h/b = 1/15$ bis $h/b = 1/2$ gültig ist:

$$\sigma = \frac{1 - 0{,}66\, h/b}{1{,}05 + 3{,}7\, h/b} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Die Änderung des Widerstandes läßt sich daher nach Gl. (3) in sehr einfacher Weise berechnen. Man hat nur die Einflußzahl σ für den in Betracht kommenden Wert h/b aus Abb. 3. oder mit Hilfe von Gl. 4 zu bestimmen; die anderen in Gl. (3) vorkommenden Größen sind als gegeben anzusehen. Wir nehmen hierbei an, daß der Auftrieb in Bodennähe der gleiche ist wie in großer Höhe. Bei Einführung der dimensionslosen Beiwerte läßt sich Gl. (3) auch in der Form schreiben:

$$c_w' = -\sigma \frac{c_a^2}{\pi} \cdot \frac{F}{b^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

wobei c_w' die Änderung der Widerstandszahl und F den Flächeninhalt des Flügels bedeutet.

Die vorstehenden Ausführungen beziehen sich auf den Fall eines Eindeckers in Bodennähe. Sollen die Verhältnisse bei einem Doppeldecker untersucht werden, so ist hierzu erforderlich, daß die Auftriebsanteile der beiden Flügel bekannt sind. Dies wird bei einem fertigen Doppeldecker meist zutreffen; andernfalls lassen sich die Auftriebsanteile nachträglich aus den hierfür maßgebenden Größen, vor allem aus dem Flächeninhalt der Flügel, dem Anstellwinkel usw., bestimmen. Es mag hier daran erinnert werden, daß nach den Ergebnissen der ersten Näherung der Mehrdeckertheorie bei gegebenem Gesamtauftrieb, gegebener Spannweite und Abstand der beiden Flügel der induzierte Widerstand bei einer ganz bestimmten Verteilung des Gesamtauftriebes auf die beiden Flügel des Doppeldeckers einen kleinsten Wert annimmt. Praktisch wird man stets danach trachten, diesen Zustand herzustellen.

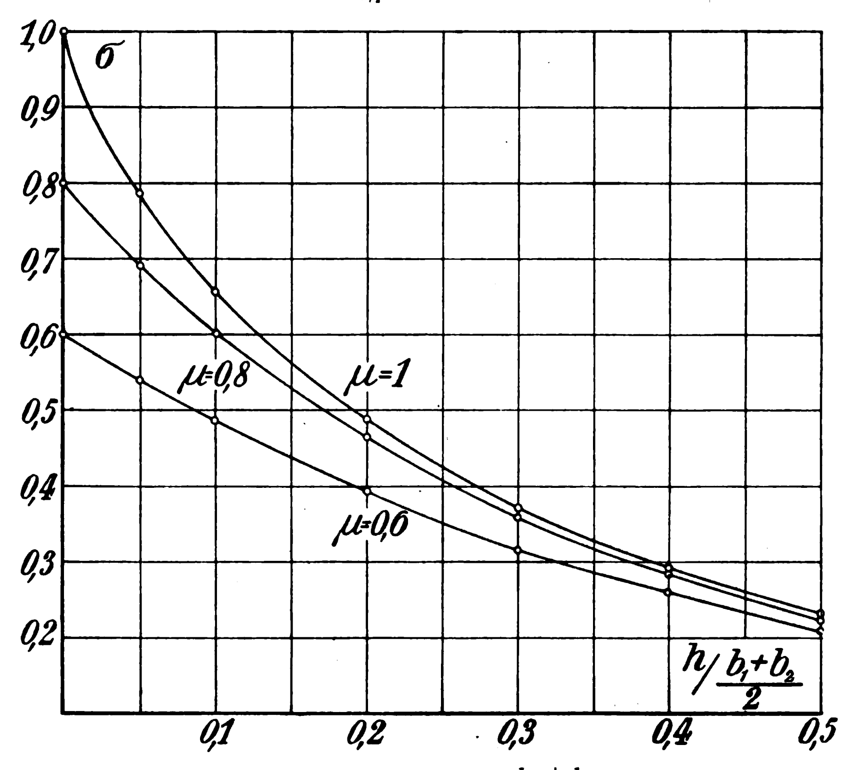


Abb. 3. Einflußzahl σ abhängig von $h/\frac{b_1 + b_2}{2}$ und $\mu = b_2/b_1$.

Abb. 4.

In Abb. 4 sind die von den gespiegelten Flügeln 1′ und 2′ verursachten vertikalen Störungsgeschwindigkeiten am Flügel 1 und 2 schematisch eingetragen. Der Betrag, um welchen sich der Widerstand in Bodennähe vermindert und der für den Eindecker durch Gl. (3) angegeben ist, setzt sich beim Doppeldecker aus 4 Gliedern zusammen. Bezeichnet man mit W_{11}' die Widerstandsverminderung, die der Flügel 1 durch den Einfluß des Flügels 1′ erfährt und in analoger Weise die übrigen Anteile der Widerstandsänderungen, so ist die gesamte Widerstandsverminderung:

$$W' = W_{12}' + W_{11}' + W_{22}' + W_{21}' \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Auf Grund der Mehrdeckertheorie ist aber $W_{12}' = W_2'{}_1$, und dieses wegen der Spiegelsymmetrie $= W_{21}'$, so daß sich für

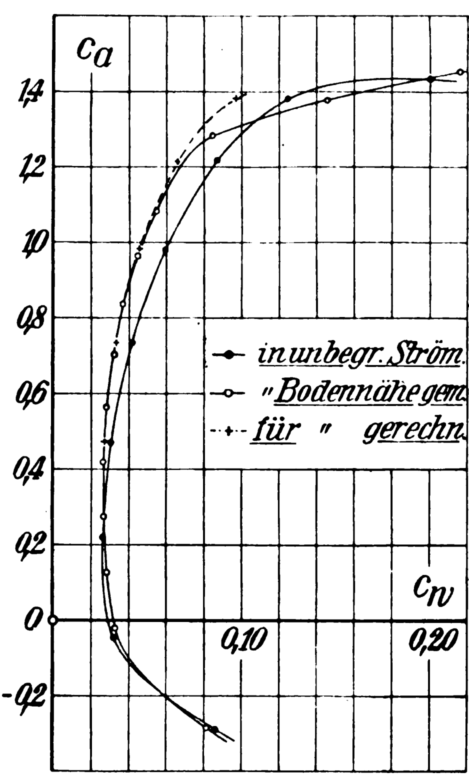


Abb. 5. Gemessene und gerechnete Polarkurve für Bodennähe.

die Widerstandsverminderung der Ausdruck ergibt:

$$W' = 2\,W_{12}' + W_{11}' + W_{22}' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Die Einflußzahl σ, die zur Auswertung der vorstehenden Summanden nötig ist, ist im Falle eines Doppeldeckers mit ungleichen Flügelspannweiten eine Funktion der beiden Spannweiten b_1 und b_2. Bezeichnen wir das Verhältnis b_2/b_1 mit μ, so kann der Wert von σ für den in Frage kommenden Wert von μ aus Abb. 3 entnommen werden, auf welchen für $\mu = 0{,}8$ und $0{,}6$ die Werte σ abhängig von dem Verhältnis $h/\frac{b_1 + b_2}{2}$ dargestellt sind. Für andere Werte von μ läßt sich σ mit ausreichender Genauigkeit interpolieren. $\mu = 1$ kommt für den Fall gleicher Spannweite von Ober- und Unterflügel in Betracht. Für Werte von $\mu = b_2/b_1 > 1$ sind die gleichen Werte wie für b_1/b_2 zu nehmen. h bedeutet stets die Entfernung des betrachteten Flügels von dem die Störung verursachenden Flügel.

In der Göttinger Versuchsanstalt wurden vor einiger Zeit 2 Messungen mit einem aus Flügel, Rumpf und Höhenflosse bestehenden Eindeckermodell von 124 cm Spannweite ausgeführt, wobei die Luftkräfte einmal in der unbegrenzten Strömung und einmal in Bodennähe gemessen wurden. Der Flächeninhalt des Flügels, auf welchen die Beiwerte bezogen wurden, war 1675 cm², F/b^2 hatte demnach den Wert 0,11, die Entfernung des Flügels vom Boden war für die einzelnen Anstellwinkel um ein geringes verschieden; im Mittel war $h/2 = 15$ cm. Die durch den Versuch ermittelten Polarkurven für diese beiden Fälle sind in Abb. 5 dargestellt. Gemäß der obigen Anweisung wurde nun die Änderung c_w' der Widerstandszahl bestimmt. Für die Einflußzahl ergibt sich, da $h/b = 0{,}242$ ist, der Wert $\sigma = 0{,}432$. Setzt man diesen Wert sowie den Wert von F/b^2 in Gleich. (5) ein, so ergibt sich:

$$c_w' = -\,0{,}015\; c_a^2.$$

Trägt man die für verschiedene Auftriebszahlen berechneten Werte von c_w' von der in der freien Strömung gemessenen Polarkurve nach links ab, so ergibt sich die gestrichelt gezeichnete Kurve. Man sieht, daß diese mit den gemessenen Werten für die Auftriebszahlen bis etwa $c_a = 1$ vollständig übereinstimmt. Für die ganz großen Auftriebswerte ergeben sich Abweichungen, für die z. Z. eine zureichende Erklärung nicht gegeben werden kann.

Verstellprofile.

Von H. Herrmann.

Wenn hier wiederholt über Versuche im Auslande berichtet wird, geschieht dies aus rein praktischen Gründen und keineswegs aus besonderer Vorliebe.

Die vorliegenden Versuche sollen einen Weg zur Vergrößerung des Geschwindigkeitsbereiches bringen. Die englischen Messungen wurden als Firmen-Auftrag im November 1919 vom Luftfahrerbeirat ausgeführt. Veröffentlichung durch »Reports and Memoranda, Nr. 652. Investigation of the Performance of a Variable Cambered Wing«. Verfasser W. L. Cowley und H. Levy.

Die amerikanischen Messungen waren längere Zeit ein Punkt auf dem Forschungsprogramm des Landesbeirates für Luftfahrt. Sie wurden 1920 von F. H. Parker durchgeführt und als 77. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, »Report Nr. 77, The Parker Variable Camber Wing« veröffentlicht.

In beiden Berichten sind dimensionslose Beiwerte, bezogen auf die Einheit der Fläche, multipliziert mit dem doppelten Staudruck benutzt. Durch Vervielfachen mit zweihundert wurden die Göttinger Beiwerte für Auftrieb und Widerstand berechnet. Das Moment um die Vorderkante mußte durch Ermittelung der Normalkraft und Multiplizieren derselben mit dem Abstand des Druckpunktes von der Vorderkante, der in den Originalen zahlenmäßig gegeben ist, bestimmt werden. In den Zahlentafeln wurden aufgeführt

1. Anstellwinkel
2. Auftriebsbeiwert
3. Widerstandsbeiwert
4. Moment um die Vorderkante.

Das Verhältnis von Auftrieb durch Widerstand, also C_a/C_w, ist graphisch dargestellt.

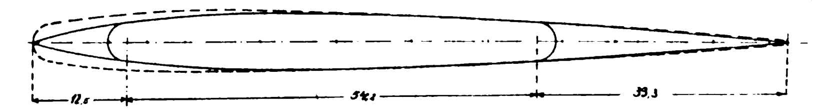


Abb. 1. Englisches Profil. Das amerikanische Profil ist gestrichelt eingezeichnet.

Folgende Formelzeichen werden benutzt;

A = Auftrieb kg
W = Widerstand kg
M = Moment um die Vorderkante mkg
α = Anstellwinkel Grad
F = Flächengröße m²
t = Flügeltiefe m
γ = Luftdichte kg/m³
g = Erdbeschleunigung m/s²
v = Geschwindigkeit m/s
q = Staudruck kg/m²
C_a = Auftriebsbeiwert senkrecht zur Luftrichtung

C_w = Widerstandsbeiwert paralell zur Luftrichtung
C_n = Pfeilkraft senkrecht zur Flügelsehne
C_t = Sehnenkraft pararell zur Flügelsehne
C_m = Momentenbeiwert

Vorderkante, teils ohne diese. Die amerikanische ist meines Wissens noch nicht an einem ausgeführten Flugzeug verwendet worden.

Folgende aerodynamische Versuche liegen vor:

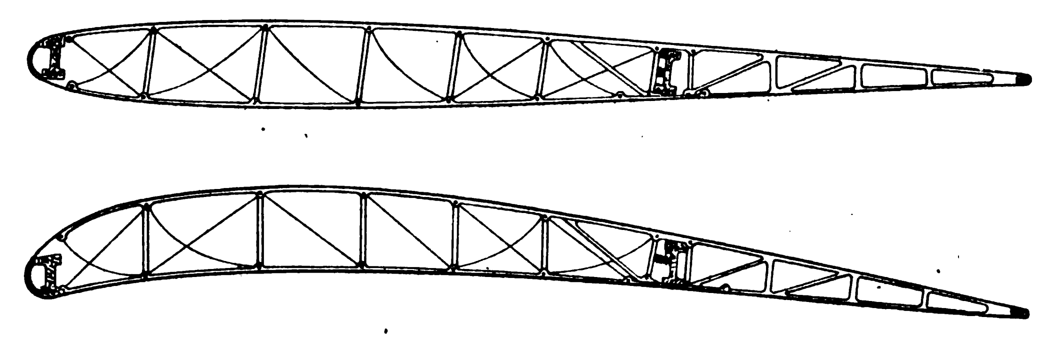


Abb. 2. Amerikanisches Profil.

Dann ist:

Staudruck	$q = \frac{\gamma}{2g} v^2$	kg/m²
Auftrieb	$A = F \cdot q/100 \cdot C_a$	kg
Widerstand	$W = F \cdot q/100 \cdot C_w$	kg
Moment um die Vorderkante	$M = F \cdot q/100 \cdot t \cdot C_m$	mkg
Abstand des Druckpunktes von der Vorderkante	$\frac{s}{t} = \frac{C_m}{C_n} \sim \frac{C_m}{C_a}$	Bruchteile der Flügeltiefe
Pfeilkraft	$C_n = C_a \cdot \cos\alpha + C_w \cdot \sin\alpha$	dimensionslos
Sehnenkraft	$C_t = C_w \cdot \cos\alpha - C_a \cdot \sin\alpha$	dimensionslos

Die Art, wie das Profil im Fluge verstellt wird, ist bei beiden Berichten ganz verschieden. Die Engländer teilen den Flügel in drei Teile und drehen das Vorder- und Hinterteil aus der symmetrischen »Schnellflug«-Stellung abwärts in die gewölbte »Lande«-Stellung. Abb. 1. Die Amerikaner benutzen eine Stahlrippe. Ihre Gurte sind U-förmig. Die ebenfalls U-förmigen Druckglieder sind durch Bolzen drehbar befestigt, sechs Stahlbänder sind in der Landestellung und vier in der Schnellflugstellung gespannt. Das Hinterteil ist starr. Die Verstellung geschieht durch Verlängern des Untergurtes am Hinterholm. Dieser bekommt in bezug auf die Rippe auch eine andere Lage. Eine Vorrichtung zum Verstellen des Profils vom Führersitz aus ist nicht angegeben. Festigkeitsversuche an dem Landeprofil wurden durch Anhängen von Gewichten, Abb. 3, gemacht. Die Last wurde nach Messungen der Druckverteilung am Profil *R. A. F.* 14 berechnet. (Ähnliche Messungen sind von Munk in der ZFM 1916, S. 133 ausführlich besprochen.) 1,50 m Flügeltiefe. 28,4 kg/m² Flächenbelastung. 35,6 cm Rippenabstand. Die Rippe war aus Chrom-Vanadium-Stahl von 0,45 mm Dicke. Zerreißfestigkeit 7300 kg/cm². Proportionalitätsgrenze 6400 kg/cm², Gewicht der Rippe ohne Spiralfeder 0,435 kg. Bis zum Erreichen einfacher Belastung trat starke Durchbiegung ein. Danach

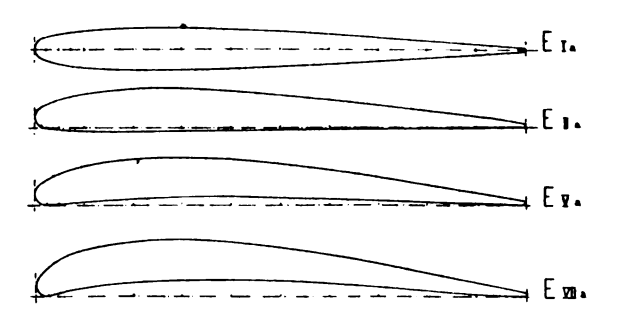


Abb. 4. Verschiedene Profile des amerikanischen Tragflügels.

ändert sich die Form bis zum Eintreten des Bruches bei 11 facher Belastung nur noch wenig.

Die englische Ausführung ist schon mehrfach an ausgeführten Flugzeugen erprobt worden, teils mit beweglicher

1. Eindeckermessungen.

a) 7[1]) amerikanische Messungen.

Bezeichnung	Zahlentafel der Form	Zahlentafel der Luftkräfte	Abb. der Form	Darst. der Luftkräfte
Schnellflugprofil:				
E Ia . . .	1	3	4	5,6 u. 7
E IIa	1	4	4	5,6 u. 7
E IIIa . . .	—	5	—	—
E IVa . . .	—	6	—	—
E Va	1	7	4	5,6 u. 7
E VIa. . . .	—	8	—	—
Landeprofil:				
E VIIa . .	1	9	4	5,6 u. 7

[1]) Eigentlich 8. Von der achten fehlen aber Angaben über die Form des Profiles.

Die Wölbung der Profile E IIIa, E IVa und E VIa liegt zwischen denen von E IIa und E Va und E VIIa.

b) 6 englische Messungen an einem Profil nach Abb. 1. Es ist jedesmal die Hinterkante um 1⁰ abwärts gedreht. Das Vorderteil um einen entsprechend größeren Winkel, so daß die Symmetrielinie des Mittelteiles stets paralell zur Sehne bleibt.

Bezeichnung	Winkel des Vorderteiles	Winkel des Hinterteiles	Luftkräfte Zahlentafel	Luftkräfte Darst.
Schnellflugprofil:				
E Ic . . .	0⁰	0⁰	11	8 u. 9
E IIc	$2^2/_3$⁰	1⁰	12	8 u. 9
E IIIc . . .	$5^1/_3$⁰	2⁰	13	8 u. 9
E IVc. . . .	8⁰	3⁰	14	8 u. 9
E Vc	$10^2/_3$	4⁰	15	8 u. 9
Landeprofil:				
E VIc . . .	$13^1/_3$	5⁰	16	8 u. 9

2. Doppeldeckermessungen.

Bezeichnung	Unterflügel	Oberflügel	Staffelung vH	Schränkung [1]) Grad	Abb. der Form	Luftkräfte Zahlentafel	Luftkräfte Darstellung
Schnellflugprofil							
D I . . .	R.A.F. 6	E Ia	—20	2,50	10	17	11 u. 12
D II . .	R.A.F. 6	E IIa	—20	1,50	10	18	11 u. 12
D III . .	R.A.F. 6	E Va	—20	0,50	10	19	11 u. 12
Landeprofil							
D IV . .	R.A.F. 6	E VIIa	—20	—0,50	10	20	11 u. 12
Schnellflugprofil							
D V. . .	E Ia	R.A.F. 6	20	2,50	13	21	14 u. 15
D VI . .	E IIa	R.A.F. 6	20	1,50	13	22	14 u. 15
D VII . .	E Va	R.A.F. 6	20	0,50	13	23	14 u. 15
Landeprofil							
D VIII .	E VIIa	R.A.F. 6	20	—0,50	13	24	14 u. 15

[1]) Die Schränkung ist positiv, wenn Anstellwinkel des nicht verstellbaren Tragflügels größer als der des veränderlichen Profiles.

3. Dreideckermessungen.

Eine Anordnung. Abb. 16. Das Mitteldeck hat Profil R. A. F. 6. Ober- und Unterflügel sind verstellbar. Der Anstellwinkel bezieht sich auf die Sehne des Mitteldeckes. Er ist bei Dr I oben und unten $2\,^1/_2{}^0$ geringer als in der Mitte, bei Dr II $1\,^1/_2{}^0$ und bei Dr. III $^1/_2{}^0$.

Beurteilung. Der Amerikaner wollte ein Profil schaffen, das sich im Fluge selbsttätig verstellt. Das erscheint mindestens ausserordentlich schwierig und ist ihm auch glatt mißlungen. Die Eigenschaften der beiden Profile sind ziemlich gleich. Der einzige größere Unterschied ist der höhere Auftriebsbeiwert, den die Amerikaner gemessen haben. Der niedrige Auftriebsbeiwert des englischen Landeprofiles läßt sich aus der außerordentlich ungünstigen Form des geknickten Profiles erklären.

Parker sagt: »Der Widerstand des Schnellflugprofils ist am Modell ein Drittel des Landeprofiles. Beim ausgeführten Flugzeug nur ein Viertel.« Den Beweis bleibt er schuldig. Ob der Unterschied des Widerstandes beim Lande- und Schnellflugprofil am ausgeführten Flugzeug anders als am Modell ist, können nur Versuche zeigen. Die Firmen, die Flugzeuge mit veränderlichem Profil einmal gebaut haben, sind nicht davon abgekommen. Das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand bei dem Auftriebsbeiwert 20 wird doppelt so gut. Die Vergrößerung des Flügelgewichts und die Verteuerung der Maschine durch die Umstellvorrichtung wird diesen Vorteil in keiner Weise wettmachen.

Bei den Doppeldeckern hätte eine bessere Gleitzahl herausgeholt werden können, wenn man nicht großen Wert auf Stabilität gelegt hätte. Zu diesem Zweck hat man dem Oberflügel größeren Anstellwinkel als dem Unterflügel gegeben. Die Anordnung mit dem Verstellprofil als Oberdeck zeigt bei dem Auftriebsbeiwert 20 fast die gleichen Unterschiede zwischen Lande- und Schnellflugstellung wie der Eindecker. Der Flügelabstand ist gleich der Flügeltiefe.

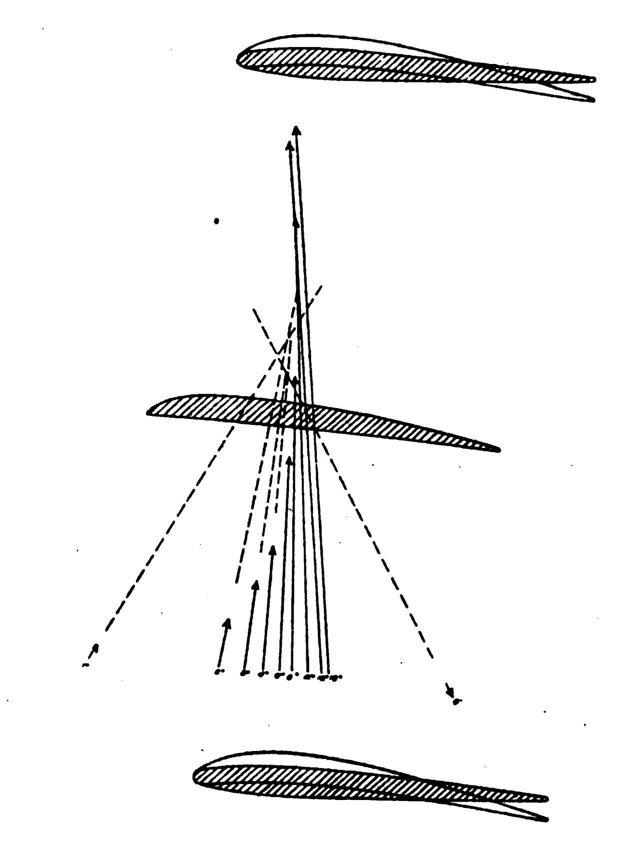


Abb. 16. Anordnung von Dr I — Dr III.

Die Eigenschaften des Dreideckers sind an und für sich schlechter. Aber auch hier bleibt der große Unterschied zwischen dem Schnellflug- und Landeprofil bestehen.

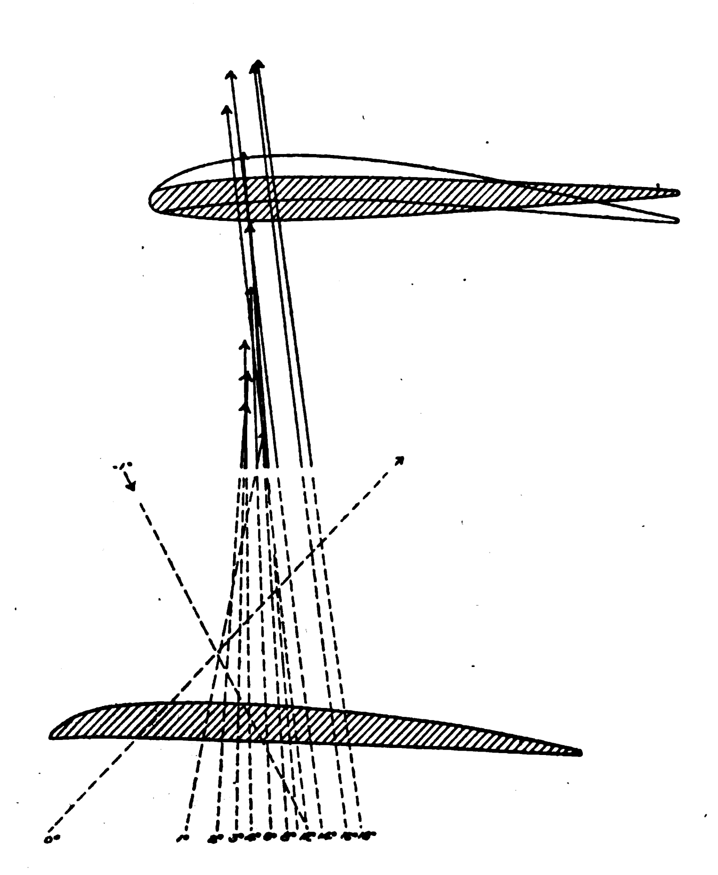


Abb. 10. Anordnung von D I — D IV.

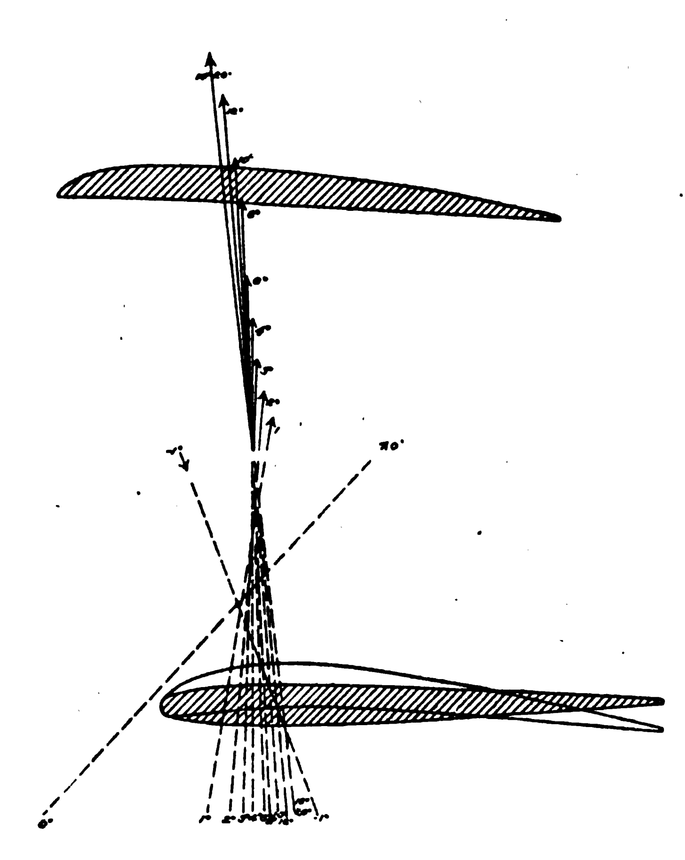


Abb. 13. Anordnung von D V — D VIII.

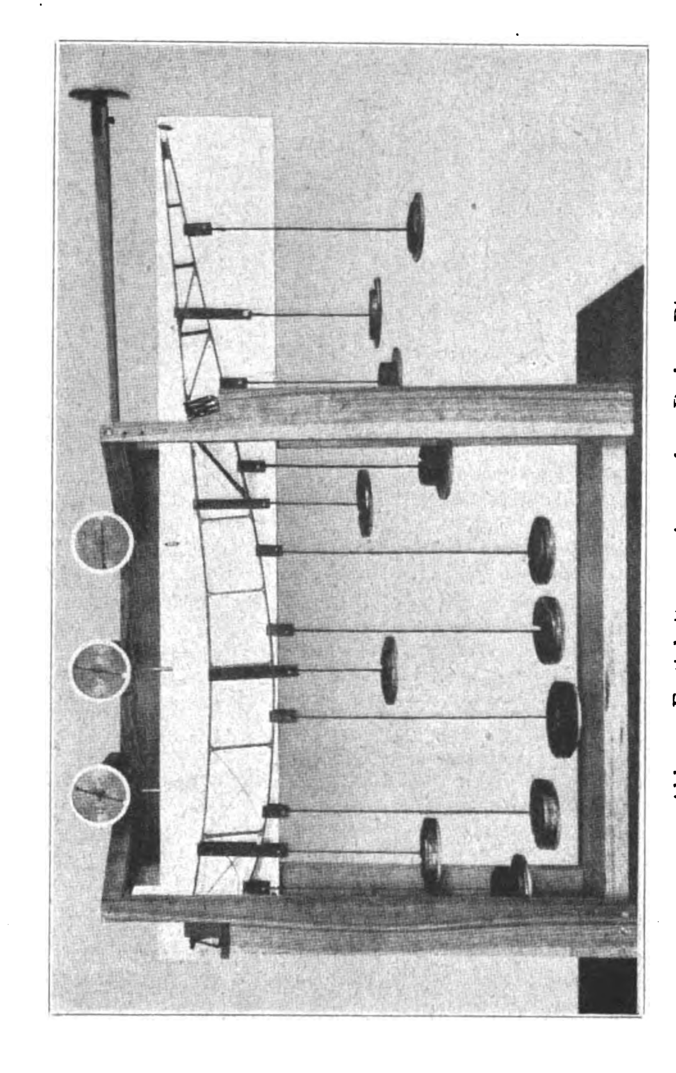


Abb. 3. Festigkeitsversuche an der »Parker«-Rippe.

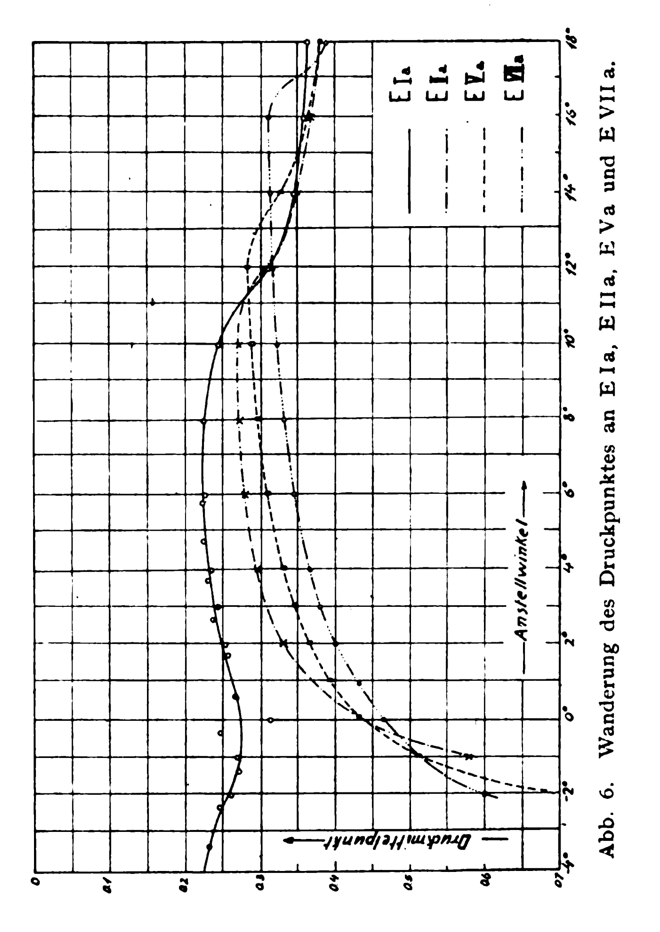


Abb. 6. Wanderung des Druckpunktes an E Ia, E IIa, E Va und E VII a.

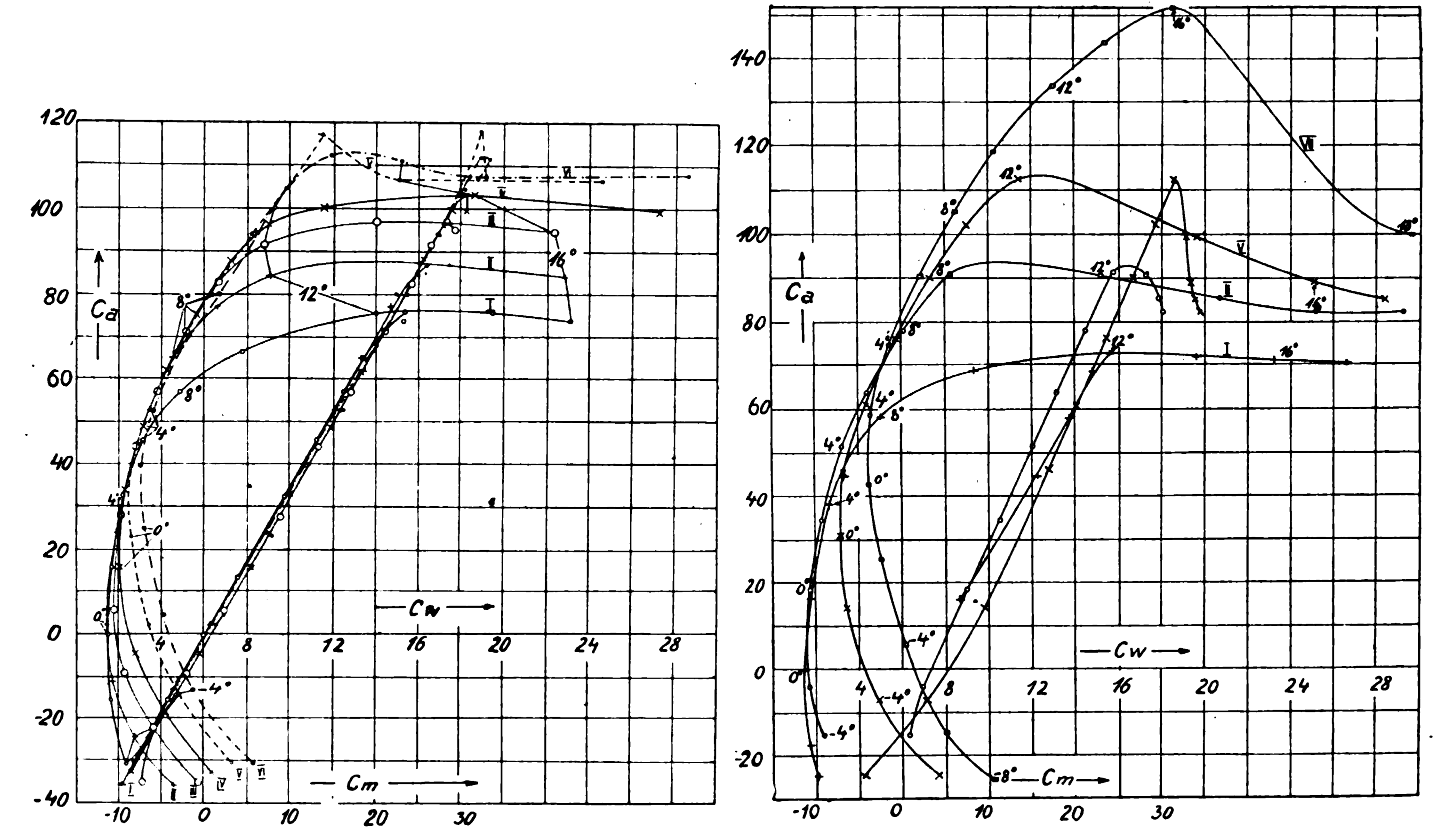


Abb. 8. Luftkräfte an E Ie, E IIe, E IIIe, E IVe, E Ve, u. E VIe.

Abb. 5. Luftkräfte an E Ia, E IIa, E Va und E VII a.

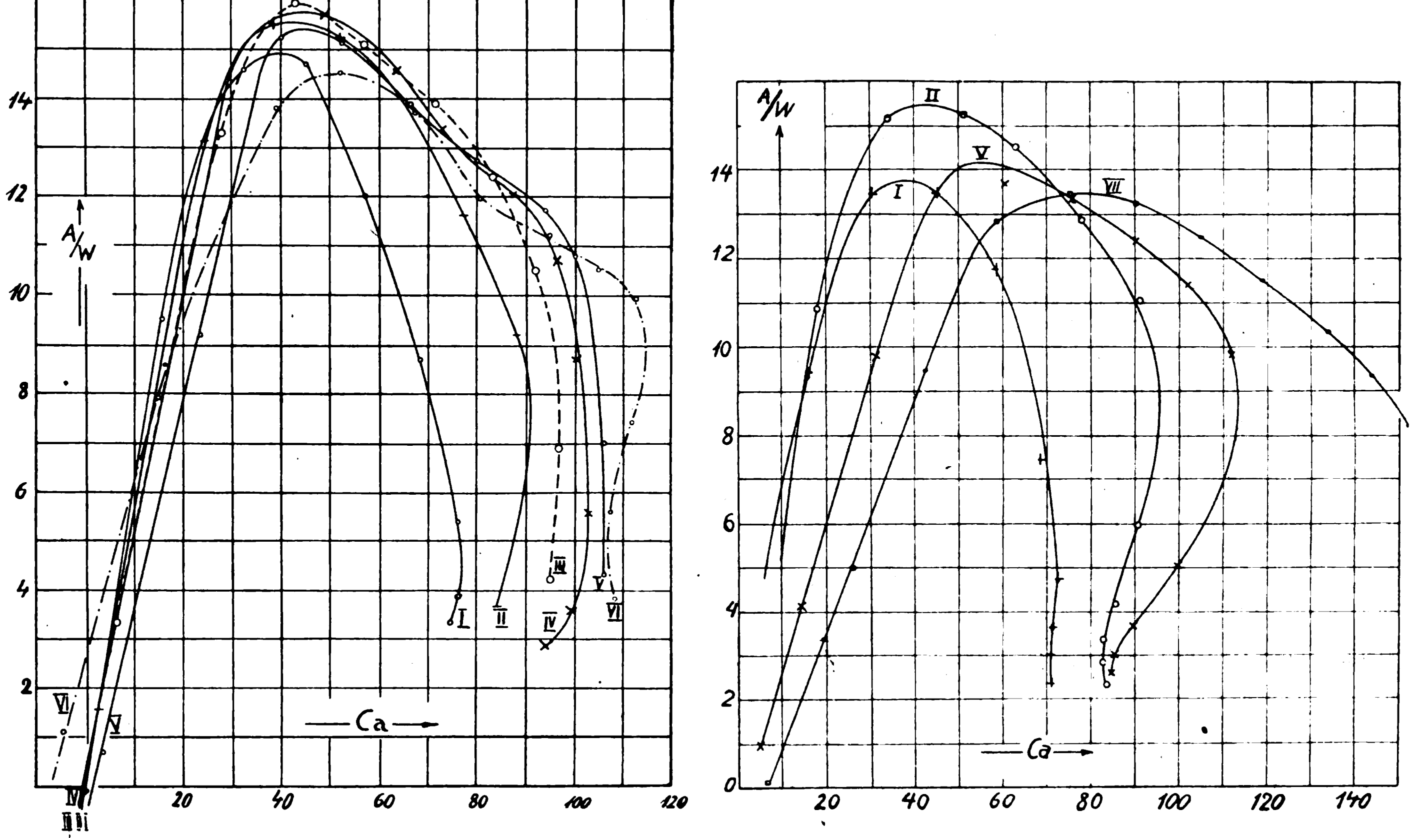


Abb. 9. Auftrieb durch Widerstand abhängig vom Auftriebsbeiwert der Profile E Ie, E IIe, E IIIe, E IVe, E Ve, und E VIe.

Abb. 7. Auftrieb durch Widerstand abhängig vom Auftriebsbeiwert der Profile E Ia, E IIa, E Va, und E VIIa.

1. Form der amerikanischen Profile.
Alle Zahlen bedeuten vH der Flügeltiefe.

Abstand von der Vorderkante	Abstand von der Sehne.						
	E I a Ober- u. Unterseite	E II a Oberseite	E II a Unterseite	E V a Oberseite	E V a Unterseite	E VII a Oberseite	E VII a Unterseite
0	0,00	2,05	2,05	2,05	2,05	2,05	2,05
2,5	—	4,56	0,00	4,83	0,00	5,43	0,00
5	2,83	5,40	0,13	6,13	0,21	6,95	0,06
7,5	—	6,00	0,27	—	—	—	—
10	3,58	6,60	0,37	7,73	0,53	8,88	1,52
20	4,05	7,70	0,60	9,15	1,06	10,68	2,55
30	4,05	7,73	0,63	9,45	1,53	11,14	3,01
40	3,77	6,93	0,56	8,97	1,45	10,80	3,16
50	3,33	6,30	0,50	8,03	1,33	9,66	3,00
60	2,95	5,46	0,43	6,80	0,96	8,16	2,42
70	2,36	4,40	0,37	5,43	0,66	6,46	1,73
80	1,80	3,30	0,27	3,96	0,38	4,66	1,08
90	1,08	3,04	0,13	2,33	0,19	2,68	0,54
100	0,35	0,70	0.00	0,70	0,00	0,70	0,00

2. Form des englischen Profiles.
Alle Zahlen bedeuten vH der Flügeltiefe.

Abstand von der Vorderkante vH	Dicke von Ober- und Unterseite vH
0	0,00
5	1,43
10	2,27
15	2,85
20	3,30
30	3,67
40	3,67
50	3,35
60	2,87
70	2,30
80	1,65
90	0,97
100	0,00

3. Luftkräfte an E I a.

α	C_a	C_w	C_m
— 2	— 17,7	1,7	— 4,6
0	— 0,5	1,4	0,2
2	16,4	1,7	4,2
4	30,8	2,3	7,2
6	44,6	3,3	10,3
8	58,4	5,0	13,2
10	68,4	9,1	16,7
12	72,6	15,2	23,0
14	71,6	19,6	25,4
16	71,0	23,2	26,6
18	70,6	26,6	27,4
20	71,0	29,8	28,2

4. Luftkräfte an E II a.

α	C_a	C_w	C_m
— 4	— 15,2	2,3	0,8
— 2	— 0,4	1,8	2,3
0	18,3	1,7	7,6
2	34,4	2,3	11,4
4	51,2	3,2	15,1
6	63,6	4,4	17,8
8	78,0	6,1	21,3
10	90,8	8,2	24,6
12	90,6	15,2	28,2
14	85,3	20,7	29,6
16	82,2	25,1	30,2
18	82,4	29,2	32,8
20	82,7	33,4	34,1

5. Luftkräfte an E III a.

α	C_a	C_w
— 4	— 14,7	2,4
— 2	— 0,7	2,0
0	18,5	2,0
2	35,0	2,6
4	49,5	3,5
6	64,3	4,9
8	78,6	6,6
10	91,1	9,1
12	89,4	16,6
14	82,8	21,4
16	81,6	25,8
18	81,8	29,7
20	82,0	33,6

6. Luftkräfte an E IV a.

α	C_a	C_w
— 6	— 23,2	3,7
— 4	— 9,3	2,5
— 2	5,6	2,0
0	24,9	2,1
2	40,4	2,9
4	54,8	3,8
6	70,2	5,4
8	84,0	7,1
10	92,6	9,6
12	91,6	17,5
14	85,8	20,9
16	83,2	20,5
18	82,4	30,2
20	82,2	35,3

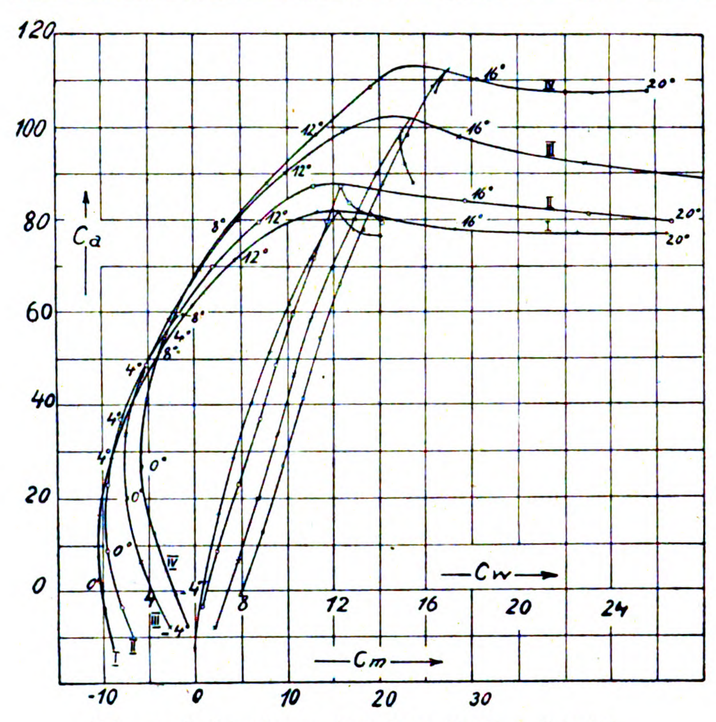


Abb. 11. Luftkräfte an D I, D II, D III und D IV.

Abb. 14. Luftkräfte an D V, D. VI, D VII und D VIII.

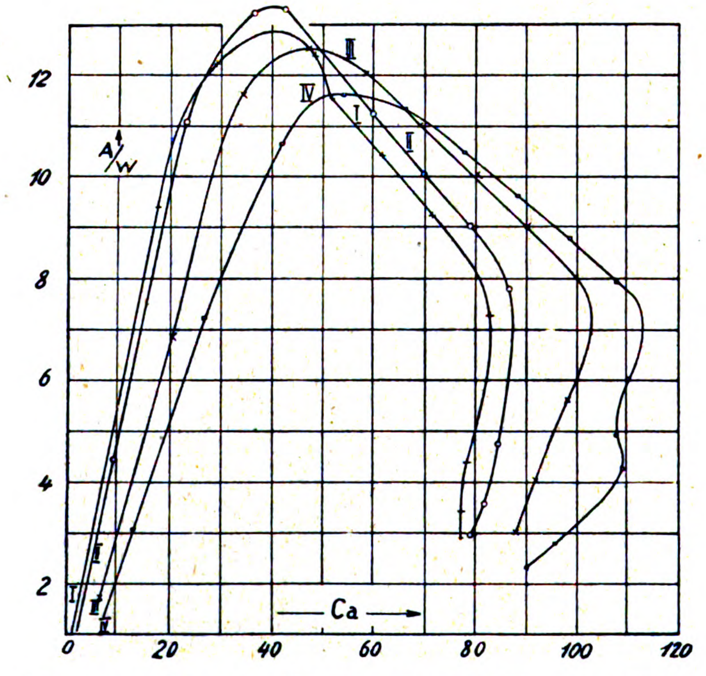


Abb. 12. Auftrieb durch Widerstand abhängig vom Auftriebsbeiwert der Doppeldecker D I, D II, D III, und D IV.

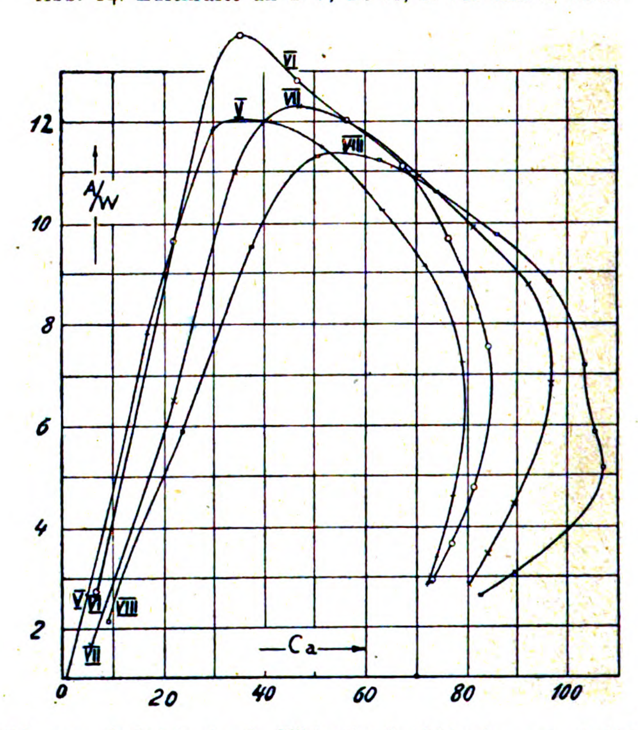


Abb. 15. Auftrieb durch Widerstand abhängig vom Auftriebsbeiwert der Doppeldecker D V, D VI, D VII und D VIII.

7. Luftkräfte an E V a.

α	C_a	C_w	C_m
— 6	— 24,9	7,6	— 4,4
— 4	— 7,0	5,0	2,8
— 2	14,0	3,4	9,6
0	30,9	3,1	16,8
2	45,6	3,3	18,4
4	60,8	4,4	20,1
6	75,8	5,6	23,4
8	90,1	7,3	26,8
10	102,2	9,0	29,4
12	112,2	11,4	31,6
14	99,5	19,6	32,8
16	89,1	25,1	33,4
18	85,4	28,4	33,9
20	83,7	32,4	34,4

8. Luftkräfte an E VI a.

α	C_a	C_w	C_m
— 6	— 14,1	7,5	— 1,1
— 4	5,8	5,7	7,9
— 2	23,9	4,7	14,2
0	40,6	4,6	18,7
2	56,5	4,8	22,6
4	71,8	5,7	26,4
6	86,5	7,0	29,8
8	102,0	8,6	33,4
10	115,6	10,6	37,4
12	128,3	12,7	40,7
14	139,3	15,4	43,6
16	146,5	18,0	45,3
18	95,3	29,3	38,4
20	93,0	33,3	38,6

9. Luftkräfte an E VII a.

α	C_a	C_w
— 8	— 25,5	10,2
— 6	— 14,6	8,0
— 4	6,0	6,1
— 2	25,3	5,0
0	42,7	4,5
2	58,6	4,6
4	74,8	5,5
6	90,5	6,8
8	105,3	8,4
10	118,9	10,3
12	133,8	12,9
14	143,8	15,4
16	152,2	18,5
18	100,0	29,7

10. Luftkräfte an R. A. F. 6.

α	C_a	C_w
— 4	— 17,3	5,3
— 2	— 3,2	3,6
0	18,0	3,0
2	38,5	2,8
4	53,1	3,6
6	66,3	4,8
8	80,8	6,5
10	93,0	8,4
12	104,4	10,7
14	98,2	17,0
16	87,2	21,6
18	84,8	25,9
20	85,5	29,1
22	84,2	33,1
24	84,6	37,7

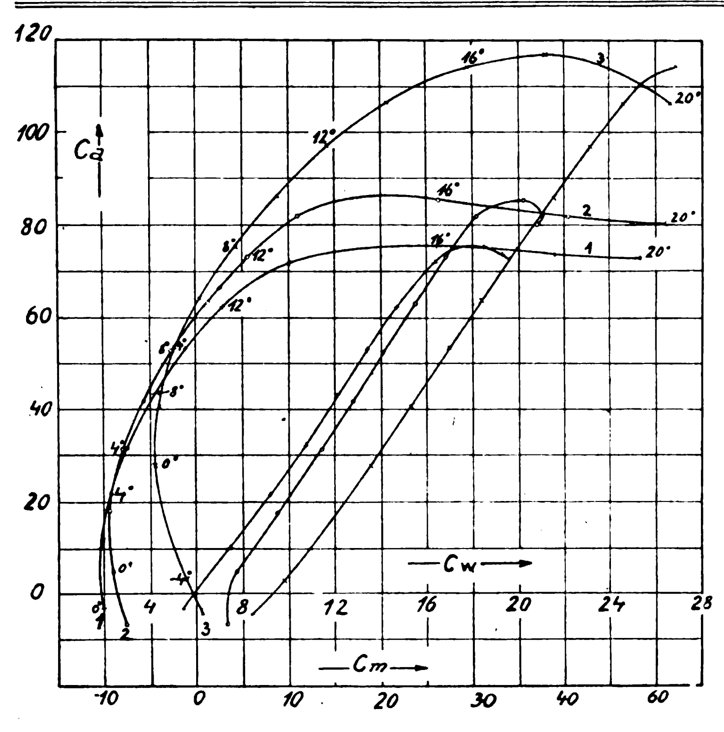


Abb. 17. Luftkräfte an Dr I, Dr II und Dr III.

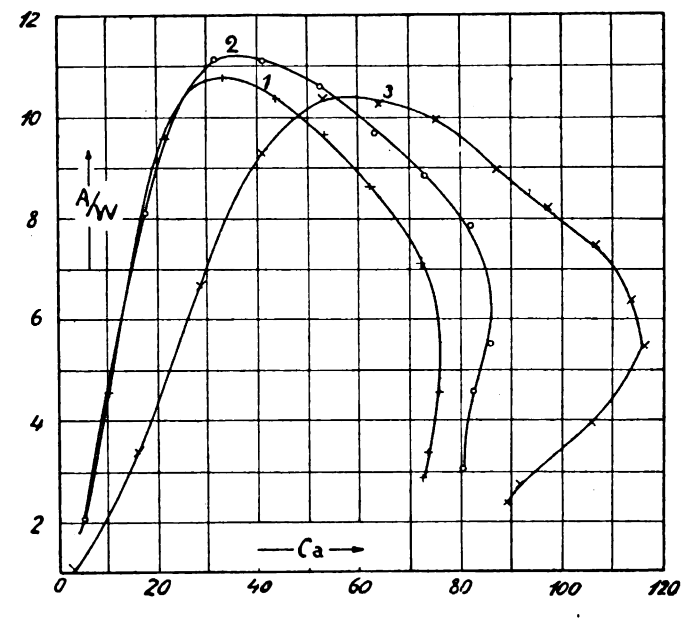


Abb. 18. Auftrieb durch Widerstand von Dr I, Dr II und Dr III.

11. Luftkräfte von E I e.

α	C_a	C_w	C_m
—4	—30,8	2,3	—8,8
—2	—15,2	1,6	—4,4
0	—0,3	1,5	—0,1
2	15,8	1,7	4,8
4	32,6	2,2	9,5
6	45,6	3,1	13,0
8	57,4	4,8	16,3
10	68,0	7,8	19,3
12	76,0	14,0	22,2
14	76,0	19,5	23,5
16	74,0	23,2	23,3

12. Luftkräfte an E II e.

α	C_a	C_w	C_m
—6	—35,6	4,6	—9,8
—4	—24,0	2,8	—8,7
—2	—10,0	1,7	—3,1
0	2,4	1,5	6,7
2	24,4	1,9	7,3
4	39,4	2,5	11,5
6	52,6	3,4	15,1
8	64,8	4,6	18,5
10	77,0	6,6	21,8
12	84,0	9,2	25,1
14	87,2	17,5	26,0
16	84,0	23,0	25,8

13. Luftkräfte an E III e.

α	C_a	C_w	C_m
—6	—35,0	5,7	—7,4
—4	—22,2	3,6	—5,8
—2	—9,2	2,2	—2,1
0	5,9	1,7	2,5
2	28,0	2,1	9,1
4	43,2	2,7	13,3
6	57,2	3,8	17,1
8	71,2	5,1	21,0
10	82,8	6,7	24,1
12	92,0	8,8	26,6
14	97,0	14,0	28,4
16	95,0	22,3	29,4

14. Luftkräfte an E IV e.

α	C_a	C_w	C_m
—6	—32,6	6,4	—8,6
—4	—18,6	4,2	—4,7
—2	—4,4	2,7	—0,6
0	16,8	2,1	5,6
2	34,0	2,2	10,6
4	48,8	3,1	14,7
6	62,0	4,2	18,4
8	75,0	5,7	22,1
10	88,0	7,2	25,6
12	96,8	9,1	27,9
14	100,4	11,6	28,9
16	103,0	18,7	30,7
18	99,6	27,3	30,6
20	93,6	32,1	29,8

15. Luftkräfte an E V e.

α	C_a	C_w	C_m
—6	—30,8	7,4	—9,1
—4	—14,0	4,7	—3,2
—2	2,4	3,4	1,5
0	23,6	2,6	7,9
2	40,0	2,6	12,4
4	52,6	3,5	15,9
6	66,6	4,8	19,8
8	80,0	6,3	23,4
10	94,0	8,1	27,5
12	100,4	9,3	28,9
14	107,6	11,6	30,6
16	106,0	15,2	30,9
18	106,0	24,5	30,9
20	102,0	31,7	32,2

16. Luftkräfte an E VI e.

α	C_a	C_w	C_m
—6	—29,6	8,3	—8,2
—4	—12,8	5,4	—3,7
—2	4,6	4,1	2,4
0	25,0	3,2	7,4
2	39,6	2,9	11,7
4	52,6	3,6	16,0
6	67,4	4,9	20,0
8	80,4	6,8	23,7
10	94,0	8,4	27,4
12	104,6	9,9	30,6
14	112,4	11,9	31,6
16	111,6	15,2	32,4
18	107,0	19,2	31,9
20	108,4	28,7	33,6

17. Luftkräfte an D I.

α	C_a	C_w	C_m[1])
—2	—11,7	0,9	—3,8
0	2,4	2,4	0,4
2	16,7	2,1	5,2
4	29,8	2,5	9,8
6	41,1	3,4	13,5
8	51,9	4,5	17,1
10	62,6	6,1	21,1
12	72,3	7,9	24,6
14	79,3	10,9	27,8
16	77,5	16,8	31,1
18	74,2	22,0	30,8
20	72,3	25,4	31,0

18. Luftkräfte an D II.

α	C_a	C_w	C_m[1])
—2	—6,7	3,2	0,4
0	6,9	2,4	3,7
2	21,0	2,2	8,7
4	34,4	2,5	13,6
6	45,9	3,6	17,2
8	56,0	4,7	21,0
10	67,6	6,1	25,7
12	76,2	7,9	29,2
14	84,0	11,1	34,4
16	81,6	17,1	35,4
18	77,6	21,2	34,4
20	73,4	25,2	32,8

19. Luftkräfte an D III.

α	C_a	C_w	C_m[1])
—4	—9,9	5,0	—1,1
—2	6,2	3,7	6,1
0	21,5	3,3	11,9
2	35,3	3,2	17,0
4	47,6	3,9	21,6
6	58,9	5,0	25,8
8	70,6	6,4	30,5
10	81,8	8,3	35,1
12	92,3	10,4	40,2
14	96,9	14,2	45,0
16	89,7	20,1	41,9
18	84,6	24,5	40,9
20	80,5	28,2	38,2

20. Luftkräfte an D IV.

α	C_a	C_w	C_m[1])
—4	—5,5	5,7	2,1
—2	9,4	4,4	8,8
0	23,3	4,0	14,3
2	38,1	4,0	20,4
4	50,7	4,5	25,4
6	62,7	5,6	30,2
8	74,4	7,0	35,0
10	85,5	8,8	39,8
12	96,4	10,9	44,6
14	103,6	14,4	50,6
16	105,5	18,0	56,8
18	107,9	21,0	60,4
20	89,1	27,8	46,3
22	82,4	31,6	43,4

21. Luftkräfte an D V.

α	C_a	C_w	C_m[1])
—2	—12,0	2,5	—2,0
0	1,9	1,9	0,1
2	16,8	1,8	2,6
4	28,8	2,4	4,1
6	40,3	3,3	6,1
8	51,6	4,5	8,2
10	61,6	6,0	10,3
12	71,6	7,8	12,5
14	82,2	11,3	15,6
16	78,0	17,7	17,2
18	77,4	22,5	17,8
20	77,2	26,5	20,4

22. Luftkräfte an D VI.

α	C_a	C_w	C_m[1])
—2	—4,0	2,8	0,8
0	8,6	2,2	2,4
2	23,1	2,1	4,8
4	36,9	2,8	7,1
6	48,4	3,9	8,8
8	59,7	5,3	10,5
10	70,2	6,8	12,6
12	79,1	8.7	14,2
14	87,1	11,2	15,9
16	84,6	17,7	16,8
18	82,1	23,0	19,0
20	79,6	26,7	20,2

[1]) Bezogen auf die Vorderkante vom Unterdeck.

23. Luftkräfte an D VII.

α	C_a	C_w	C_m[1])
— 4	— 7,8	4,8	— 2,1
— 2	6,2	3,6	4,6
0	20,4	3,0	6,8
2	34,2	2,9	8,9
4	46,6	3,7	10,6
6	58,2	4,8	12,4
8	69,3	6,3	14,7
10	80,1	7,9	17,3
12	90,4	10,0	19,6
14	99,6	12,4	22,4
16	98,2	17,4	21,9
18	92,2	22,8	22,8
20	88,0	29,1	23,6

24. Luftkräfte an D VIII.

α	C_a	C_w	C_m[1])
— 4	— 1,0	5,2	— 4,9
— 2	12,8	4,2	7,3
0	26,9	3,7	9,4
2	41,3	3,9	11,8
4	54,0	4,7	13,5
6	65,8	5,8	15,7
8	77,6	7,4	18,4
10	88,2	9,2	20,2
12	98,6	11,2	23,0
14	108,4	13,7	25,7
16	110,2	18,3	26,6
18	107,8	22,0	26,2
20	109,0	25,6	26,4
22	95,6	37,6	28,4
24	90,0	39,3	27,4

25. Luftkräfte an D r I.

α	C_a	C_w	C_m[2])
0	— 3,3	2,0	— 1,5
2	10,1	1,8	3,6
4	20,6	2,3	7,8
6	33,2	3,1	11,9
8	43,4	4,2	15,3
10	53,1	5,5	18,4
12	62,3	7,2	21,7
14	72,0	10,1	26,0
16	75,7	16,5	31,3
18	73,5	21,6	33,3
20	72,6	25,3	34,2

26. Luftkräfte an D r II.

α	C_a	C_w	C_m[2])
— 2	— 7,1	2,9	— 0,3
0	4,9	2,4	4,3
2	17,7	2,2	8,7
4	31,1	2,8	13,6
6	41,5	3,7	16,9
8	52,4	4,9	20,4
10	63,2	6,5	23,8
12	73,1	8,3	27,2
14	82,0	10,4	30,6
16	85,8	15,6	35,6
18	82,5	22,2	37,6
20	80,2	26,5	37,0

27. Luftkräfte an D r III.

α	C_a	C_w	C_m[2])
— 4	2,6	5,5	9,3
— 2	15,6	4,5	14,3
0	28,3	4,2	18,9
2	41,0	4,4	23,2
4	53,0	5,1	27,2
6	64,1	6,2	31,1
8	75,1	7,7	34,8
10	86,6	9,7	39,1
12	97,1	11,7	42,8
14	106,9	14,3	46,5
16	113,9	17,9	52,3
18	116,5	21,3	56,6
20	105,5	26,6	47,8
22	91,3	32,8	46,6
24	89,3	37,4	47,2

[1]) Bezogen auf die Vorderkante vom Unterdeck.
[2]) Bezogen auf Vorderkante, Mitteldeck.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921.

Zwecks Erhalt einer Übersicht über die Beteiligung am diesjährigen Rhön-Segelflug und zwecks Quartierbeschaffung werden die aktiven und passiven Teilnehmer ersucht, umgehend Herrn Postmeister Röder, Gersfeld a. d. Fulda, Rhön, mitzuteilen, für welche Zeit sie sich in der Rhön aufhalten wollen und ob Quartier in Gersfeld oder Unterbringung im Lager gewünscht wird. Ferner werden die Teilnehmer, die sich als freiwillige Helfer zur Verfügung stellen wollen, gebeten, ihre Anschrift Herrn Generalsekretär R. Voß, Bremer-Verein für Luftfahrt, Bremen, Bahnhofstr. 35, mitzuteilen.

Der Wirtschafts-Ausschuß
des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1921.

Gewerblicher Rechtsschutz.

International. Dem Berner Abkommen sind neuerdings die Regierungen der Serben, Kroaten und Slowenen, Japan, Ceylon, Trinidad und Norwegen beigetreten. Letztere unter Ausschluß der Handelsmarken.

Deutschland.

Entscheidung des Reichspatentamtes vom 26. Juni 1920. Die Vorschrift des Art. 307 Abs. 1 des Friedensvertrages läßt nur die Nachholung einer Handlung zu, die innerhalb einer gesetzlichen Frist vorzunehmen gewesen wäre. (Vom Richter festgesetzte oder ähnliche Fristen gewähren also diese Vergünstigung nicht.)

Verlängerung von deutschen Patenten. Aus einer Eingabe an das Patentamt wird folgendes bekannt: Ein Fabrikant will bei der französischen Regierung den Antrag auf Verlängerung seines französischen Patentes stellen. Es wurde ihm geantwortet, daß sein Antrag nur dann Aussicht auf Erfolg hätte, wenn in Deutschland auch französische Patente verlängert werden. Der Vertreter des Fabrikanten erhielt nun auf seine diesbezügliche Anfrage folgenden Bescheid von dem deutschen Patentamt:

»In dem Gesetz, betreffend eine verlängerte Schutzdauer bei Patenten und Gebrauchsmustern usw., vom 27. April 1920 ist eine unterschiedliche Behandlung der Schutzrechte ausländischer Staatsangehöriger nicht vorgesehen. Die Ausschüsse beschließen die Verlängerung solcher Schutzrechte, wenn die Voraussetzung des Art. I a. a. O. gegebend sind. Die Patente und Gebrauchsmuster französischer Staatsangehöriger werden deshalb nicht anders behandelt als die von deutschen. So ist auch bisher bereits in zahlreichen Fällen die Schutzdauer verlängert worden.«

Verkauf deutscher Patente an das Ausland. Auf Grund einer Anregung des Reichswirtschaftsministeriums wurde im Ausschuß für den gewerblichen Rechtschutz im Reichsverband der deutschen Industrie die Frage erörtert, ob der deutschen Industrie durch den Verkauf von Schutzrechten eine ernstliche Einbuße droht. Der Ausschuß hat sich auf den Standpunkt gestellt, daß es in jedem Falle bedenklich ist, Prohibitivmittel gegen den Verkauf von Schutzrechten zu schaffen, die unter Umständen so erhebliche Nachteile für die weitere Entwicklung des Wirtschaftslebens zur Folge haben können, daß diese Nachteile die Vorteile etwaiger Schutzmaßnahmen überwiegen würden.

Im einzelnen ist in der Sitzung des Sonderausschusses bemerkt worden, daß gerade unter den gegenwärtigen Verhältnissen durch den Verkauf deutscher Erfindungen oder Schutzrechte an Ausländer die Produktion im Inlande in allen Fällen gehoben werden könnte, in denen die nötige Kapitalkraft im Inlande zur Auswertung derselben nicht zur Verfügung steht. In diesen Fällen wird der Verkauf an Ausländer mit Rücksicht auf die vermehrte Schaffung von Arbeitsgelegenheit begrüßt werden müssen.

Reichsgerichtsentscheidungen. Nach einer Entscheidung des Reichsgerichts kommt eine Veröffentlichung, die druckschriftlich erst am Anmeldungstage selbst im Inlande erfolgt ist, als neuheitsschädlich nicht mehr in Betracht. — In derselben Entscheidung wird auch bekannt, daß der Auffassung Kents (Bd. 1 S. 250) wonach bei nachträglichem Verrat durch die zur Geheimhaltung verpflichtete, bei der Benutzung zugezogenen Person die Benutzung zu einer von vornherein offenkundigen gestempelt wird, nicht beigetreten werden kann.

Betriebserfindungen. Zurzeit schweben im Reichsarbeitsministerium Verhandlungen über die Unterbringung der Angestellten-Betriebs- und Diensterfindungen im Arbeitsrecht. Sie sollen tariflich geregelt werden.

Curt Eppinger.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein Levante-Seeflugzeugwettbewerb 1921 wird vom venedischen Aero-Club angekündigt. Der Wettbewerb soll in Venedig beginnen und über Fiume—Athen—Konstantinopel—Smyrna—Athen—Brindisi—Venedig führen. (»Illustrierte Flugwoche, 30. 3. 21.) **21/15. 12.**

Über das »Weltluftderby« (20/11.10) liegen jetzt nähere Angaben vor. Die Wettbewerbsbedingungen waren seinerzeit Gegenstand lebhafter Kritik, besonders von seiten Frankreichs; so erschien z. B. die Bedingung, daß der Flieger für die zu durchmessende Strecke jedes beliebige Beförderungsmittel benutzen dürfe, der F. A. I. unzulässig. Frankreich wurde daraufhin beauftragt, einen vom Aero-Club von Frankreich ausgearbeiteten Vorschlag einzureichen.

Geplante Strecke (33564 km). Erster Abschnitt: New York—Vancouver (4714 km); zweiter Abschnitt: Küste—Yokohama über Alaska, die Aleuten entlang, über Kamtschatka, die Kurilen entlang, über die Insel Yeso (8831 km, davon 800 km über dem Meer); dritter Abschnitt: Yokohama—englische Küste über Rom, Paris; vierter Abschnitt: Flug über den Atlantischen Ozean.

Bis jetzt sind 5 Kontrollpunkte festgelegt, die die Bewerber unbedingt passieren müssen: New York, Seattle (südlich von Vancouver), Yokohama, Saloniki und Paris. Die Bewerber können jedes Beförderungsmittel benutzen, vorausgesetzt daß diese Beförderung in der Luft vor sich geht. Ungefähr 20 Kontrollstellen sind weiterhin vorgesehen, die jedoch nicht unbedingt überflogen zu werden brauchen. Nur im Falle, daß einer der Bewerber mit seinem Apparat Bruch macht, muß der erneute Abflug an einer dieser Kontrollstellen vor sich gehen.

Wettbewerbsbeginn 1. 9. 1921, Ende 1. 3. 1923; mit einer Terminsverschiebung ist jedoch zu rechnen, weil die Bedingungen erst von der F. A. I. anerkannt werden sollen. An Preisen sollen 30 Mill. aufgebracht werden. (»l'Auto-Paris«, 4. 4. 21). Hu. **21/16. 4.**

Der Flugwettbewerb der Universitäten Oxford und Cambridge (21/3. 16) wird auf dem diesjährigen Luft-Derby in Hendon abgehalten werden. Es nehmen 24 Maschinen gleicher Bauart teil. (»Times«, 30. 3. 1921.) **21/16. 11.**

Ein Gesetzentwurf betr. Enteignung von Landbesitz für Zwecke der Zivilluftfahrt liegt der Deputiertenkammer vor. Das abgekürzte Verfahren entspricht dem für Militär- und Marinezwecke. Der Gesetzentwurf wird damit begründet, daß diese durchgreifende Maßnahme infolge der außerordentlich schnellen Entwicklung der Luftverkehrswege erforderlich wäre und dazu beitragen würde, die Hindernisse, die eventuell der langsame ordentliche Rechtsgang der Weltgeltung der französischen Zivilluftfahrt in den Weg legen könnte, zu beseitigen. (»Drucksache der französischen Deputiertenkammer«, Nr. 2246, »Economiste Parlementaire«, Paris, 24. 3. 21.) **21/16. 12.**

Weltluftverkehr.

Tarif des Luftverkehrs Brüssel—Paris, Brüssel—London. (Unternehmer: S. N. E. T. A., Société Nationale pour l'Etude des Transports Aériens.)

	Abflug täglich	Passagierflugpreis¹)		Frachtsätze je kg		Versicherung
		einfach	hin und zurück	1—50 kg	über 50 kg	je Fr. 100
Brüssel—Paris	12	Fr. 175	Fr. 300	Fr. 4	Fr. 3	Fr. 0,50
Brüssel—London	11^{45}	» 225	» 400	» 5	» 4	

¹) Hierbei sind einbegriffen Autobeförderung zwischen Stadt und Flughafen und 15 kg Freigepäck. Mehrgewicht pro kg Fr. 3. (»Neptune-Antwerpen«, 14. 3. 21.) **21/15. 5.**

Luftposttarif der Strecke Paris—Straßburg—Prag—Warschau (21/13. 17). Die französische Postverwaltung macht offiziell bekannt, daß die Zuschläge zum gewöhnlichen Briefporto wie folgt festgesetzt sind:

Strecke	bis 20 gr	20—100 gr	bis 2 kg für je 100 gr oder darunter
Paris—Prag	Fr. 1,25	Fr. 2,25	Fr. 0,50
Paris—Warschau	» 1,75	» 3,00	» 0,75
Straßburg—Prag	» 0,50	» 0,75	» 0,25
Straßburg—Warschau	» 1,00	» 1,50	» 0,50

(»l'Auto-Paris«, 21. 3. 21.) Hu. **21/15. 6.**

Deutschland.

Die Aufnahme der deutschen funkentelegraphischen Wetterberichte, die viermal täglich von der Hauptfunkstelle Königswusterhausen entsandt werden, und die Wettermeldungen der Deutschen Seewarte Hamburg, die Höhenmeldungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg umfassen — erfolgt zurzeit von den Wetterdienststellen 1. Berlin, 2. Magdeburg, 3. Frankfurt a. M., 4. Weilburg, 5. Ilmenau, 6. Lindenberg (Observatorium), 7. Karlsruhe (Baden) Landeswetterwarte.

Das Zustandekommen der von der deutschen Seewarte veröffentlichten Wettermeldungen vermittelt die Reichspostverwaltung, die die Einzelmeldungen von den im Reichsgebiet verteilten Wetterbeobachtungsstellen drahtlich auf Reichstelegraphenleitungen nach der Sammelstelle (Deutsche Seewarte, Hamburg) leitet. Zurzeit geschieht dies versuchsweise funkentelegraphisch durch die Post-Funkenanlagen: Berlin, Frankfurt a. M., Friedrichshafen (über Frankfurt a. M.), Hannover, Leipzig, Swinemünde und München. Außerdem verbreitet die Hauptfunkstelle Norddeich täglich eine öffentliche Wettermeldung für die Schiffe in See. Für das Ostseeküstengebiet ist eine gleichartige Einrichtung beabsichtigt.

Die Post-Funkstelle Staaken steht für die Zwecke der Delag, die Post-Funkstelle Johannisthal für die übrigen Luftreedereien zur Verfügung. Im übrigen sind alle deutschen Post-Funkstellen angewiesen, Anrufe von Luftfahrzeugen auch ohne vorherige Anweisung stets sofort zu beantworten.

Schützt die wissenschaftlichen Instrumente! Zur Sicherung der Luftfahrt und zu wissenschaftlichen Zwecken werden vom Preußischen Aeronautischen Observatorium Lindenberg, Kreis Beeskow, mittels Drachen und Ballonen Instrumente aufgelassen, die die Temperatur und andere Wetterelemente selbsttätig aufzeichnen. Die Finder solcher Drachen und Ballone werden ersucht, die beigegebenen Anweisungen zu befolgen und das Observatorium sogleich telephonisch oder telegraphisch von dem Funde zu benachrichtigen. Die Fernsprechanschlüsse sind: Amt Beeskow Nr. 40 und Amt Glienicke Nr. 40. Die Telegramm-Adresse lautet: Observatorium Lindenberg. Dem Finder werden die Unkosten für die Benachrichtigung erstattet. Außerdem wird ihm eine angemessene Belohnung überwiesen. Drachen und Ballone sowie die mitgeführten Apparate sind Eigentum des Preußischen Staates. Böswillige Beschädigung oder Entwendung wird strafrechtlich verfolgt. **21/15. 8.**

Luftpoststatistik der Deutschen Luftreederei, Berlin. März 1921. Strecken: Berlin—Dresden, Berlin—Dortmund.

Flüge planmäßige	Flüge ausgeführte¹)	Fluggäste	Ladung
186	183	256	21 426 kg

¹) Der Ausfall von 1,6 v H erfolgte wegen ungünstiger Witterung. (»Börsenzeitung«, Berlin, 14. 4. 21.) **21/16. 2.**

Frequenz der Leipziger Messeflüge (5.—14. 3. 21) (21/8. 2).

Unternehmer	Fluggäste	Fracht Zeitungen	Fracht Post
Deutsche Luftreederei, Berlin	107	2100 kg	14 kg
Lloyd Luftdienst Sablatnig	110	—	835 »
Rumpler Luftverkehr¹)	58	—	190 »

¹) Hierin ist die Frequenz für die Rumpler-Anschlußflüge auf der Strecke Leipzig—Nürnberg—München bzw. Augsburg mit 28 Fluggästen und 9 kg Post mitenthalten.



Außerdem wurde eine große Anzahl von Rundflügen über der Umgebung Leipzigs ausgeführt. **21/16. 3.**

Die Luftpost München—Konstanz mit täglich einmaliger Verbindung ist am 11. 4. eröffnet worden.

Flugplan.

7.30 ab ↓	München	↑	an 11.55
9.25 an ↓	Konstanz	↑	ab 10.00

Unternehmer: Bayrischer Luft-Lloyd, München. **21/17. 1.**

Amerika.

Grundsätze für den Luftfahrt-Funkverkehr wurden von dem amerikanischen Kriegs-, Marine-, Post-, Handels- und Arbeitsdepartement gemeinschaftlich ausgearbeitet:

a) Funkstationen, die verschiedenen Regierungsdepartements angehören, können auch von allen anderen Departements verwendet werden, sofern sie zum Funkverkehr für Flugzeuge und Landeplätze geeignet sind;

b) Falls eine für die Luftfahrt geeignete Funkstation in einem Bezirk noch nicht besteht, hat das beteiligte Departement eine solche auf seinem Flugplatz zu errichten, dabei das modernste Material zu verwenden und die Einrichtung der Station den Anforderungen des internationalen F. T.-Verkehrs anzupassen;

c) Im allgemeinen sollen verschiedene Departements nicht zwei Stationen innerhalb eines Bereichs von 20 Meilen (amerik.) Ausdehnung einrichten. Wo Stationen verschiedener Departements in geringerer Entfernung voneinander entfernt liegen, ist einer Station die F. T.-Kontrolle zu übertragen;

d) Jedes Regierungsdepartement hat das Recht, F. T.-Signalstationen einzurichten. Diese sollen an der Küste auf eine Reichweite von 30 Meilen, im Innern des Landes im allgemeinen auf 50 Meilen beschränkt bleiben;

e) Alle an der Luftfahrt beteiligten Regierungsstellen sollen bezüglich Sammlung und Verbreitung meteorologischer Nachrichten für Luftfahrer zusammenarbeiten;

f) Die Funkstationen sollen nicht zum Verkehr der Flugplätze untereinander, sondern nur zum Verkehr mit Flugzeugen verwendet werden;

g) Die F. T.-Signale sind einheitlich von technischen Vertretern der Departements zusammenzustellen und sollen den internationalen Anforderungen Rechnung tragen;

h) Die Anlage der F. T.-Signalstationen erfolgt grundsätzlich durch die Regierung. Die Post sorgt für die Einrichtung an den Luftpostrouten, Heer und Marine sorgen auf ihren Flugplätzen selber für die Einrichtung;

i) Die von Privatunternehmern auf Privatflugplätzen eingerichteten F. T.-Signalstationen sollen den allgemeinen Vorschriften bezüglich ihrer Einrichtung und der Signalgebung entsprechen.

Für die Durchführung dieser Bestimmung hat das Handelsdepartement zu sorgen;

k) Sämtliche F. T.-Stationen können in Friedenszeiten von allen Luftfahrzeugen ohne Ausnahme benutzt werden;

l) Der Kongreß wird ersucht, die Einrichtung einer National-Radio-Kommission zwecks Regelung des F. T.-Verkehrs in den Vereinigten Staaten und ihren Besitzungen gesetzlich zu regeln;

m) Falls in nächster Zeit eine entsprechende Gesetzgebung nicht zu erwarten ist, soll der Präsident einen aus den verschiedenen Departements zusammengesetzten Ausschuß ernennen, der die erforderlichen Vorschriften ausarbeitet und Maßnahmen trifft, um einen Funkverkehr ohne gegenseitige Störung oder Störung durch Private zu ermöglichen. (»Aviation«, 14. 3. 21.) **21/16. 30.**

Das Luftpostnetz der Vereinigten Staaten von Amerika hat im ganzen 16000 km Länge. Folgende Linien werden demnächst neu in Betrieb genommen:

Boston—Buffalo—Detroit,
Chicago—Kansas-City—Los Angeles,
St. Louis—Memphis—New Orleans.

(»Information-Paris«, 29. 3. 21.) **21/16. 31.**

England.

Eine Prüfung in der Wetterkunde hat das britische Luftministerium für Bewerbers um das Passagierflugzeugführerspatent vorgeschrieben. »Times«, 2. 4. 21.) **21/16. 8.**

Frankreich.

Der Verkehr auf dem Flugplatz le Bourget vom 1.—10. 3. betrug 71 Flugzeuge, 176 Passagiere, 2748 kg Last. Das bedeutet gegen die gleiche Zeit im Februars ein Anwachsen um 28 Flugzeuge, 118 Passagiere und 346 kg Last. (»l'Auto-Paris«, 31. 3. 21.) Hu. **21/15. 10.**

Die Benutzung der Seine als Start- und Landungsplatz fordert im Hinblick auf die erfolgreichen Versuche der Engländer auf der Themse (21/8. 8) Marcel Gody im »Echo des Sports«. Er weist darauf hin, daß le Bourget eine gute halbe Stunde vom Zentrum von Paris entfernt ist, um die die Beförderungszeit aus wirtschaftlichen Gründen unbedingt abgekürzt werden könne und müsse. (»Echo des Sports«, 23. 2. 21.) Hu. **21/15. 11.**

Der Mangel an ausgebildeten Flugzeugrüstern hat in Frankreich die leitenden Stellen, besonders die Leitung des Flugwesens, veranlaßt, sich ernstlich mit seiner Abhilfe zu beschäftigen. Das Flugwesen kann nur lebensfähig bleiben, wenn es über ein Rüsterpersonal verfügt, das auf Beförderung dient. Um dieses Personal zu bekommen, muß man es für eine längere freiwillige Dienstzeit verpflichten und ihm gewisse Vorteile materieller Art bieten; schnellere Beförderung, besondere Zulagen, deren Erhöhung im Budgetentwurf für 1921 vorgesehen ist, die Möglichkeit, eine lohnende Beschäftigung zu erlernen oder sich in dem früheren Beruf weiter auszubilden.

Die militärischen Dienststellen beabsichtigen die Einführung von Verpflichtungen auf 3, 4 oder 5 Jahre sowie — auf Wunsch — Erneuerung dieser Verpflichtungserklärungen.

Die Ausbildung dieses Personals, das infolge seiner Vorbildung außerordentlich verschieden zusammengesetzt ist, würde einen riesigen Lehrkörper erfordern, für den die Fachschule in Bordeaux augenblicklich in keiner Weise genügen würde. Aus diesem Grunde hat der Minister entschieden:

a) Die sogenannten »langen« Ausbildungskurse finden künftighin nicht mehr auf der Fachschule, sondern wahrscheinlich in Zivilschulen statt, wo die zum Militärdienst Einberufenen zur Erlangung des »Rüster-Zeugnisses« (brévet de mécanicien) vorbereitet werden.

b) Einrichtung dieser Schulen, Schaffung der notwendigen Aufsichtsorgane erfordert eine gewisse Zeit, daher wird das Datum der Eröffnung der zweiten Serie von »langen« Ausbildungskursen, die für April 1921 vorgesehen war, auf Mai oder Juni verlegt und demnächst bekanntgegeben.

c) Diese Ausbildungskurse werden prinzipiell in jedem Jahre nur einmal stattfinden. (»La France Libre-Paris«, 31. 3. 21.) Hu. **21/16. 16.**

Holland.

Die Einrichtung eines technischen Lehrganges für Luftfahrwesen an der Universität Amsterdam ist kürzlich erfolgt. (»La Suisse Aérienne«, Nr. 4/5, 1921.) **21/15. 14.**

Rumänien.

Ein rumänischer Höhenrekord wurde von Georgescu Alexandru aufgestellt. Mit einem Bréguet-Bombenflugzeug erreichte er mit zwei Fahrgästen in 3½ h 6520 m Höhe. (»Adverul-Bukarest«, 26. 3. 21.) **21/16. 25.**

Siam.

Das Flugwesen in Siam. Die Regierung von Siam hatte bei der Gründung ihrer Luftfahrt folgendes Ziel:

a) Ausbau der militärischen Machtmittel,
b) Ausbau der Verkehrsmittel,
c) Erleichterung des Ausbaues verschiedener öffentlicher Einrichtungen, z. B. des Postdienstes, des Sanitätsdienstes,
d) Ausbau des Handels im Innern und des Handels nach dem Ausland.

Augenblicklich ist der Luftverkehrsdienst völlig in die Hand der Militärbehörden gelegt; Organisation und Betrieb sind rein militärisch.

Die fürs das Überfliegen der Grenzen freigegebenen Zonen sind augenblicklich folgende:
Im Süden: Gegend bei Songkin,
Im Osten: Gegend bei Oubon oder Aran-Pradet,
Im Westen: Gegend bei Tak.

Flugplatz für den internationalen Luftverkehr: Don Muang.

Die Zollvorschriften für Ein- und Ausfuhr auf dem Luftweg sind noch nicht veröffentlicht; vorläufig finden die Land- und Seezollvorschriften entsprechende Anwendung. Zollflugplätze: Im Süden: bei Songkla; im Osten: bei Oubon; im Westen: bei Xieng-Mai.

Flugzeuge, die bei Aran-Pradet in Siam einfliegen, müssen auf dem Zollflugplatz Don Muang landen.

Luftverkehrsnetz. Für Landflugzeuge ist vorläufig nur ein Lufthafen — Don Muang — vorhanden; Lufthäfen für Wasserflugzeuge sind überhaupt noch nicht geplant. Luftschiffe können ebenfalls in Don Muang landen, finden dort aber weder Hallen, noch irgendwelches Reparaturmaterial vor.

Die gesamte Organisation dieses Lufthafens ist militärisch, desgleichen die Verwaltung. Unterhaltung auf Staatskosten. Vor Benutzung des Lufthafens muß man sich mit der Leitung des Militärflugwesens in Verbindung setzen. (»La Patrie-Paris«, 24. 3. 21.) Hu. **21/16. 28.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Flugzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Jahresbericht 1919/20 des englischen Luftfahrtbeirates. Streben nach geringer Größe, kleinstem Gewicht und befriedigender Stabilität. Windkanalmessungen und Absprungversuche. Beobachtung der Fallschirmflüge mit der Spiegelmethode nach Hill, da andere Beobachtungsarten unzuverlässig. Fallschirmabsprünge durchgeführt mit den meisten bekannten Bauarten, einschließlich Spencer, Guardin-Angel und einigen französischen Fallschirmen. Versuche mit Kegel-Fallschirmen und solchen mit Luftabflußöffnungen verschiedener Größe. Die meisten, wenn nicht alle, zeigen Faltungen und pendeln im Fluge. G. I. Taylor hat einen Schirm entworfen, bei dem keine Umfangsspannung vorhanden ist. Gegenwärtig Untersuchung. Der Taylor-Fallschirm bedeutet große Verbesserung, da Verringerung an Größe und Gewicht, und außerdem erhöhte Stabilität. Kein Auftreten von Falten im Fluge.

Untersuchung von Stoffdehnungen und Fallschirm-Stabilitätskennwerten. Auf Grund dieser Entwürfe eines Fallschirms seitens der englischen Physikalischen Reichsanstalt mit kleiner Umfangs-Zugspannung, was gegenüber dem Taylor-Schirm mit fehlender Umfangsspannung geringes Mehrgewicht, dafür aber stetigeren Flug bietet. Mit wachsender Umfangsspannung wird die Gestalt kegelförmiger. — Jahresbericht 1919/20 des Advisory Committee for Aeronautics, London 1921, S. 31/32 (1 S., o. Abb.). W. **21/16. 38.**

Flugerfahrung. Einzelheiten im Flug. (Allgemeinverständliche Erläuterung der bei Kunstflügen auf englischen Militärflugzeugen zu beachtenden Umstände, dergleichen, wie bei deutschen). — W. G. Landon, Aerial Age Weekly, Bd. 13, 28. März 1921, S. 55/56 (4½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/17. 45.**

Flugzeugbau. Die Feuersicherheit im Luftverkehr. — Otto Lehmann, Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 13. April 1921, S. 154/155 (2½ Sp., o. Abb.). W. **21/17. 46.**

Flugzeugbau. Bau von Flugbooten. Hunsakers Behauptung, die englischen Flugboote seien am meisten nach den Regeln des Schiffbaues gebaut, ist nur zum Teil richtig (vgl. ZFM 1920, S. 289), trifft für amerikanische Boote noch weniger zu. Im Flugbootbau sollten alle Beschläge wie im Yachtbau genormt werden. In verschiedenen Fällen mußten Schwimmer für den Luftverkehr im Betrieb überall versteift und mit stärkeren Beschlägen versehen werden. Solche Boote sollten nur kurze Zeit zugelassen werden. Normen für Beschläge und Baustoffe sollten in kurzen Abständen regelmäßig nachgeprüft und zur Gewährung von Flugtüchtigkeitszeugnissen vorgeschrieben werden. Ferner bei Zulassung zum Luftverkehr Bestimmung einer Frist, nach der das Boot wieder vorzuführen ist. Bei Verwendung der Normen können Versicherungsprämien nach der Größe der Fläche unter Wasser bemessen werden. Die heutigen wasserdichten Schotten sind unzureichend. Die W. T.-Unterteilungen schützen vor Sinken, feuerfeste Wände, Querwände, die Boden, Seitenwände und Deck verbinden, sind am besten, da sie Formänderungen verhüten. Unsinkbarkeit bei einem vollgelaufenen Abteil. Trimmänderung nur bei großen Booten berücksichtigen. Bootskörper sollten so genau gebaut werden, daß für gleiche Bauart in der Halle gleiche Stützrahmen brauchbar sind. Bisher benötigte jedes Boot besonderen Rahmen.

Beim Bau stellen unerfahrene Firmen erst den Boden vollständig her, danach Seitenwände und Deck. Besser: Zusammenbau von Spanten und Längsholmen mittels Stangen vom Dach und Böcke auf dem Boden. Vorteil: Leichtere Zugänglichkeit bei der Arbeit. Zwei Bauarten: Wenige kräftige Spanten mit großem Abstand oder viele schwache eng beieinander. Im letzteren Falle Herstellung der Haut als ganzes möglich, aber teuer. Spanten sollen ausreichende Querfestigkeit geben, Längsleisten örtliche, und alle Längskräfte aufnehmen.

Die »F«-Bauart hat vier kräftige Längsholme und einen Kiel. Geringere Festigkeit, da Spanten nicht durchlaufen, die Haut sich am Kiel leicht löst und auf dem Wagen leicht eingedrückt wird. Längsleisten mit 6 × 10 mm Querschnitt und 63 mm Abstand im Vorderteil des Bootes. Seitenwand Birkensperrholz. Leinwand hat sich nicht bewährt. Neuerdings auch Verwendung von Consuta aus zwei Lagen Mahagoni. Vier Schotten. Verbindung der Holme untereinander vorn durch Streben, hinten durch Stahlrohre und Spanndrähte. An der Stufe ein 150 mm breites Kupferblech. (Fortsetzung folgt.) — D. Nicholson, Flight, Bd. 13, 24. und 31. März 1921, S. 213/215 und 228/229 (7 Sp., 6 Abb.). Hn. **21/17. 47.**

Flugzeugberechnung. Untersuchungen über Flugzeugstabilität. Berechnung der Perioden und Dämpfungsglieder von Flugzeugschwingungen und Vergleich mit Beobachtungen im Flugzeug. Abschätzung der Stabilitätsableitungen bei Kippen mit festem und losgelassenem Ruder mit und ohne Berücksichtigung von Abstrom und Schraubenstrahl (vgl. Fuchs und Hopf in den T. B.). Bei voller Berücksichtigung dieser Nebeneinflüsse versprechen die berechneten Werte für das Abklingen und die Periode gute Übereinstimmung mit Flugversuchen. Für die Berechnung der Periode anscheinend unwesentlich, ob Höhenruder fest oder losgelassen.

Unfall-Untersuchungsausschuß: Besondere Beachtung der Unfälle im Trudeln und Rückenflug. Verhütung solcher offenbar durch geeignete Konstruktion möglich. Die Bevorzugung stabiler oder unstabiler Flugzeuge zu Kampfflugzeugen von der Veranlagung der Führer abhängig.

Untersuchungen der R. A. E. über Trudeln wurden ausgewertet. Forschungen über Trudelvorgang, Versuche an verschiedenen Bauarten, rechnerische Verfolgung des Flugzustandes, Versuche über Eigendrehung an Tragflügelmodellen, schräg angeblasenes Tragflügelmodell zur Darstellung der Windkräfte eines trudelnden Flugzeuges, Verwertung von Fliegeraussagen über Gleichgewicht im Trudeln. Ein unstabiles Flugzeug (Schwerpunkt zu weit hinten) trudelt leichter als ein stabiles und geht leichter vom Rechtstrudeln in ein Linkstrudeln über, wenn man das Flugzeug zum normalen Fluge bringen will. Berechnungen nach der »Streifen-Theorie« (»striptheory«), bei der die Luftkräfte auf jeden Flügelstreifen getrennt zusammengezählt werden, erweist sich als richtig und auf Flugversuche anwendbar.

Stabile Flugzeuge für Schul- und Verkehrsflugzeuge zu bevorzugen. Bei Kriegsflugzeugen Meinungen noch geteilt. Wendigkeit von der Stabilitätsgröße abhängig. Jagdflieger bevorzugen daher unstabile Flugzeuge.

Modellversuche über Rückenflug am S. E. 5 zeigten, daß gewöhnlich entweder im Normal- oder Rückenflug eine stabile Fluglage bei gegebener Steuerstellung besteht. Daher ist im Normalfluge unstabiles Flugzeug im Rückenflug stabil und umgekehrt. Flugversuche zeigen Vorteile zugunsten stabiler Bauart: keine Neigung zum Hängen in der Höchststellung beim Überschlag oder zum Übergehen in einen übersteilen Sturzflug. Weitere Versuche vorbereitet.

Folgerungen des Unfall-Ausschusses aus diesen Forschungen: Schwingungskurve für Längsbewegung bei jeder neuen Flugzeugbauart auf Stabilität prüfen; Festlegen der Schwerpunktslage innerhalb gewisser Grenzen; ähnliche Untersuchung der Seitenstabilität. Die letztere gegenwärtig zur völligen Aufklärung in Angriff genommen. — Jahresbericht 1919/20 des englischen Luftfahrtbeirates, Advisory Comittee for Aeronautics, London 1921, S. 28/29 (1½ S., o. Abb.). W. **21/16. 40.**

Flugzeugberechnung. Versuche mit dem Modell des Curtiss J. N. 4 der Kalifornischen Technischen Versuchsanstalt mit verschiedener Stellung des Höhenruders, ohne Höhenruder, ohne Höhenflosse und -ruder, sowie ganz ohne Leitwerk zeigen, daß das Gebiet der Unstabilität, das Cowley und Levy beschreiben, nicht vorhanden ist. — A. A. Merrill, Aviation, 29. Nov. 1920 (1½ Sp., 2 Abb.), ber. in The Technical Review, Bd. 8, 1. März 1920, S. 208, A. N. 1041. Hn. **21/16. 41.**

Flugzeugberechnung. Der Einfluß des Höhenrudergewichtes. Bei leichtem oder dem Gewichte nach ausgeglichenem Höhenruder liegt der Flugzeugschwerpunkt weiter vorn, und die statische Stabilität ist größer. Schwere Höhenruder vergrößern die Arbeit des Führers und die Kräfte im Seil, verkleinern die statische Stabilität. — F. H. Norton, Aviation, 20. Dez. 1920 (1½ Sp., 3 Abb.), ber. in The Technical Review, Bd. 8, 1. März 1921, S. 208, A. N. 1053. Hn. **21/16. 42.**

Flugzeugberechnung. Probleme der Flugzeugstatik. (Zusammenfassender Bericht über die Festigkeitsberechnung der Flugzeugteile mit vielen, anscheinend recht vollständigen, aber zum Teil nicht ausreichend ausführlichen Literaturangaben. Von dem, was allgemein bekannt ist, sind im folgenden nur Stichworte angegeben. D. Ber.). — Ratzersdorfer, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 1, Ende Februar 1921, S. 42/61 (13 S., 12 Skizzen). E. **21/17. 48.**

Flugzeugbeschreibung. Entwicklung der deutschen Luftfahrt. »Die Sablatnig-Limousine hat sich anscheinend nicht bewährt, da nicht weiter in Herstellung genommen.« Junkers bringt ein Klein- und ein Großflugzeug heraus. »Das Kleinflugzeug, ein Zweisitzer, ist fertiggestellt.« Ursprünglich Green-Motor in Aussicht genommen, jetzt eigenen Sechszylinder eingebaut. Flugversuche werden jedoch mit einem anderen Motor ausgeführt. — Erik Hildesheim, Aeronautics, Bd. 20, 24. März 1921, S. 198/200 (2½ Sp., 4 Lichtb., 1 Skizze). W. **21/16. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Das Vickers-»Vimy-Commercial«-Krankenflugzeug mit zwei 450 PS-Napier-»Lion«-Motoren entspricht dem Vickers-»Vimy«-Flugzeug und befördert außer Führer, Motorwart, Arzt und Krankenschwester vier liegende oder acht sitzende Kranke. Krankenabteil beheizt und mit Luft von gleichbleibendem Feuchtigkeitsgehalt belüftet. Tragbahren durch Öffnung im Rumpfvorderteil einschiebbar. Waschraum mit 70 l Wasser.

Spannweite	20,7	m
Flügeltiefe	3,20	m
Flügelabstand	3,05	m
Gesamtlänge	13	m
Höhe	4,65	m
Flügelfläche	124	m²
Besatzung	164	kg
Vier Kranke mit Tragbahren	345	kg
Arzt und Wärter	164	kg
F. T.-Einrichtung	45	kg
Wasser und Behälter (für die Kranken)	75	kg
Sanitäts-Ausrüstung	48	kg
Mitgeführte Vorräte	90	kg
Benzin für 5 h (760 l)	550	kg
Öl für 5 h (64 l)	64	kg
Wasservorrat (18 l)	18	kg
Gesamtlast	1,56	t
Höchstgeschwindigkeit	194	km/h
Geschwindigkeit mit Vollast in 2 km Höhe	176	km/h
Steigzeit . . . 2 km in	10	min
Flugdauer	5	h.

— Flight, Bd. 13, 17. März 1921, S. 187/188 (3 Sp., 3 Lichtb., 3 Skizz.); auch The Times, 11. März 1921, Ausschnitt (2 Sp., 2 Lichtb., 1 Skizz.). W. **21/16. 44.**

Flugzeugbeschreibung. Der Caproni-Dreifach-Dreidecker. — The Aeroplane, Bd. 20, 16. März 1921, S. 256 (2 Sp., 3 Abb.); auch Illustrierte Flugwoche, Bd. 3, 30. März und 15. April 1921, S. 134/135 (3½ Sp., 3 Abb.); ferner Flugsport, Bd. 13, 30. März 1921, S. 156/158 (2½ S., 3 Abb.). Hn. **21/16. 45.**

Flugzeugbeschreibung. Amerikanisches Slinger-Kleinflugzeug, Entwurf und Bau von Chester F. Slinger in Palo Alte bei Redwood City (San Francisco), normaler verspannter Eindecker, niedriger stoffbespannter Rumpf, einfaches Fahrgestell aus zwei Streben, Achse und zwei Rädern. Abgefederter Schwanzsporn. Übliches Leitwerk. Einsitzig. Motor vorn im Rumpf. Holzschraube. Flügel unten gegen Fahrgestell, oben gegen Spannbock abgespannt. Ist erfolgreich vorgeflogen worden. Holzkonstruktion.

Luftgekühlter Zweizylinder-Kraftrad-Motor	9	PS
Spannweite	6,7	m
Leergewicht	68	kg
Preis	600	Doll.
Erreichte Höhe	0,45	km
Geschwindigkeit	97	km/h.

— The San Francisco Examiner und andere amerikanische Zeitungen, März 1921 (mehrere Ausschnitte, 1 Lichtb.). W. **21/16. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Tschechischer Avia BH 1-Sporteindecker. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 13. April 1921, S. 158 (1 Sp., 3 Skizz. m. Zahlang.). W. **21/17. 50.**

Flugzeugbeschreibung. Van Berkels Patent-See-Eindecker, Muster WB. — Illustrierte Flugwoche, Bd. 3, 13. April 1921, S. 148/149 (3 Sp., 2 Lichtb.); Flight, Bd. 13, 14. April 1921, S. 260, 263 (2½ Sp., 3 Lichtb.). W. **21/17. 51.**

Flugzeugbeschreibung. Der Bristol-»Babe«-Sportdoppeldekker (vgl. ZFM 1920, S. 292). — E. M., Luftfahrt, Bd. 25, April 1921, S. 36 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/17. 52.**

Flugzeugbeschreibung. Der D. H. 18-Verkehrsdoppeldecker von de Havilland.

Motor Napier-»Lion«	450	PS
Spannweite in beiden Flügeln	15,55	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,98	m
Flügelabstand	2,08	m
V-Stellung in beiden Flügeln	3°	
Länge	11,90	m
Höhe	3,96	m
Spurweite	2,44	m
Flügelfläche	58	m²
Querruder (vier)	8,9	m²
Höhenflosse	5,2	m²
Höhenruder (geteilt)	2,23	m²
Kielflosse	0,59	m²
Seitenruder	1,68	m²
Leergewicht mit Kühlwasser	1,84	t
Nutzlast	1,12	t
Fluggewicht	2,96	t
Flächenbelastung	51,2	kg/m²
Leistungsbelastung (450 PS)	6,6	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in 0,3 km	190	km/h
» in 1,5 km Höhe	185	km/h
Steigzeit . . . 3 km Höhe in	20	min
Gipfelhöhe	4,9	km
Flugbereich mit Vollgas	650	km.

— Flight, Bd. 13, 24. März 1921, S. 203/206 (7 Sp., 2 Lichtb., 9 Skizz. zur Übersicht und von Baueinzelheiten). W. **21/17. 53.**

Flugzeugbeschreibung. Das Macchi M 16-Sportflugzeug (ZFM 1920, S. 77). — E. M., Luftfahrt, Bd. 25, April 1921, S. 35 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/17. 54.**

Flugzeugbeschreibung. Der 1200 PS-Dreimotoren-Verkehrsdoppeldecker »OWL« der L. W. F.-Engineering Co. in Long Island, N.-Y., Doppelrumpfbauart mit drei Zugschrauben. — Flight, Bd. 13, 14. April 1921, S. 258/259 (3 Sp., 4 Lichtb.). W. **21/17. 55.**

Flugzeugbeschreibung. Prüfergebnisse des Junkers-JL 6-Verkehrseindeckers in den Vereinigten Staaten.

Prüfumstände:

Motor BMW	185	PS
Leistung bei 1445 Umdr./min	243	PS
Luftschraube Reschke, zweiflügelig (Enden mit Messing beschlagen) . . .Durchm.	2,90	m
Luftschraube . . . Steigung	1,80	m
Ausrüstung für Personenverkehr Leergewicht (mit Kühlwasser)	1,05	t
Besatzung	0,30	t
Betriebstoff (50 vH Benzol, 50 vH Benzin)	0,26	t
Öl	0,03	t
Fluggewicht . . . rd.	1,64	t.

Flugversuche durch Einflieger der amerikanischen Fliegertruppe.

Leistungen:

Flugdauer mit Vollgas in 3 km Höhe (einschließlich Aufstieg)	7,6	h
Kleinstgeschwindigkeit vollständig gedrosselt (in Meereshöhe)	84	km/h.

Höhe	Steigen		Wagrechtflug	
km	Steigzeit min	Motor U/min	Geschwindigkeit km/h	Motor U/min
0,0	—	1365	180	1445
2,0	14,4	1365	172	1435
3,0	27,3	1365	164	1420
4,0	48,7	1360	154	1395
4,85 (Gipfelhöhe)	—	1350	108	1350

— Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 13. April 1921, S. 149/150 (2 Sp. 1 Zahlentaf.). W. **21/17. 56.**

Flugzeugbeschreibung. Der Sablatnig-Verkehrseindecker P 3. — Theo Rockenfeller, Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 13. April 1921, S. 143/147 (9 Sp., 5 Lichtb., 19 Skizz. von Baueinzelheiten). W. **21/17. 57.**

Flugzeugfestigkeit. Berechnung der Eigenschwingungen statisch bestimmter Fachwerke. — E. Pohlhausen, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 1, 1921, S. 28/42 (15 S., 4 Zeichn., 4 Seiten Berechnungsbeispiele mit Skizzen, Kräfteplänen, Verschiebungsplänen und Zahlentaf. der vier Näherungsstufen). E. **21/17. 58.**

Flugzeugteile. Die Versuche im William Froude National Tank (Englische Versuchsanstalt für Schiffbau). 1915 Versuche an Schwimmern und Bau neuer Meßgeräte. — Bericht des Luftfahrtbeirates (Report of the Advisory Comittee for Aeronautics), 1915/16, S. 7 (¼ S., o. Abb.).

Versuche an Schwimmern, Vermehrung der Mitarbeiter und Bau neuer Meßgeräte. — Desgl. 1916/17, S. 7 (¼ S., o. Abb.).

Versuche an Flugbootrümpfen und Schwimmern, Bau von Sondermeßgeräten. Zwei Berichte für den Luftfahrtbeirat. — Desgl. 1917/18, S. 10/11 (⅓ Sp., o. Abb.).

Versuche zum Vergrößern der Wasserverdrängung des gleichen Bootes, ferner an Ein-, Zwei-, Drei- und Vierschwimmerflugzeugen mit ein und mehreren Stufen sowie verschiedener Linienführung. Gute Übereinstimmung zwischen Modell und ausgeführtem Flugzeug. Versuche an einem 1 t-Dreischwimmerflugzeug mit 64 km/h Mindestgeschwindigkeit zeigten, daß die Gestalt der Schwimmer, ob schlitten- oder bootsförmig, bei niedriger und mittlerer Geschwin-

digkeit ohne Einfluß ist. Luftlöcher waren unnötig. Weitere Versuchsreihe an einem 6,4 t-Flugbootrumpf mit Stufen ergibt bessere Verhältnisse als ein gleichgroßes Dreischwimmerflugzeug. Das Wasser stabilisierte infolge der Form des Bootes Flugzeuge von geringer statischer Schwimmstabilität schon bei niedriger Geschwindigkeit. Gute Übereinstimmung am ausgeführten Flugboot. Ohne Gleitboden geht bei hoher Geschwindigkeit die Stabilität verloren. Nach Versuchen über Wellenbildung und Seetüchtigkeit darf der Bug nicht zu sehr verkürzt werden. Es gelang ein Modell und danach ein Versuchsflugzeug C. E. I zu bauen, das auf dem Wasser kein Schaukeln um die Querachse zeigte. Eingehende Ähnlichkeitsversuche mit diesem Flugzeug durch Schleppen mittels Torpedobootszerstörer. Sehr gute Übereinstimmung. Eine Reihe von Versuchen an einem Einstufenschwimmerpaar mit gleichbleibendem, rechtwinkligem Querschnitt und planmäßig geändertem Längsschnitt der vorderen und hinteren Hälfte, um Schaukeln bei hoher und Stampfen bei niedriger Geschwindigkeit zu vermeiden.

Die Ergebnisse aller Arbeiten wurden in zwei Berichte über die dynamischen und statischen Anforderungen an Schwimmer zusammengefaßt.

Weitere Versuche über besten Anstellwinkel des Gleitbodens am Modell fertig, am Flugzeug im Gange. —Desgl. 1918/19, S. 71/73 (2¼ S., o. Abb.).

Ähnlichkeitsversuche. Versuche über Einfluß der Form des Spantes und Belastung des Schwimmers auf den Widerstand. Erforschung der Druckverteilung über die Bootshaut am ausgeführten Boot. Versuche an Formen für Wasserlandflugzeuge. — Desgl. 1919/20, S. 10/11 und 51/52 (1½ S., o. Abb.). Hn. **21/16. 50.**

Flugzeugteile. Das Klemin-Fahrgestell für Wasserlandflugboote hat eine durch das Boot gehende Achse, auf deren freien Enden zwischen je zwei A-förmigen Streben die Räder durch Gummischnüre abgefedert befestigt sind. Der Rollwiderstand wird durch eine Gabel von der eigentlichen Radachse auf dem Bootsrumpf übertragen. Obere Achse nicht freitragend, sondern durch Streben mit Stielknotenpunkt am Tragflügel verbunden. Zum Anwassern wird die durchgehende Achse durch im Boot liegenden Schneckentrieb gedreht, so daß die Räder vorn seitlich vom Boot liegen. Einziehbarer Stahlrohrsporn. — Entworfen von Klemin & Associates, gebaut durch G. Elias & Bros. für ein Curtiss-MF-Flugboot. — D. W. Mcl-Jhiney, Aviation, Bd. 10, 28. Febr. 1921, S. 271/272 (2½ Sp., 2 Abb.). Hn. **21/15. 38.**

Hubschrauber. Widerstand von Hubschrauben. Versuche bei Eiffel an sechs Luftschrauben von 0,8 m Durchm. und Steigung gleich dem 0,2, 0,4, 0,6, 0,8, 1,0 und 1,2fachen Durchm. Bei hoher Drehzahl ausgeprägtes Maximum sowie Minimum von Widerstand und Drehmoment. Bei mit der Drehzahl steigendem Widerstand fällt diese selbsttätig, bis das Minimum unterschritten. Bei hoher Steigung nimmt mit wachsender Drehzahl das Drehmoment ab, der Widerstand fast geradlinig zu. Bei gleicher Drehzahl nimmt mit sinkender Steigung der Widerstand zu, das Drehmoment ab. Um größten Widerstand zu erzielen, darf man die Steigung 0,3 nicht überschreiten und muß durch Bremsen die günstigste Drehzahl einhalten. — M. Lamé, L'Aérophile, Bd. 29, S. 5/7 1.—15. Januar 1921 (5½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/17. 59.**

Hubschrauber. Der durch Hubschrauben erzielte Auftrieb. — H. Herrmann, Illustrierte Flugwoche, Bd. 3, 16. März 1921, S. 106/107 (3 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/17. 60.**

Hubschrauber. Die Sicherheit von Hubschrauben und Hubschraubern.

I. Flug ohne Wagerechtgeschwindigkeit. Einfachste Anordnung: zwei Hubschrauben auf einer Achse übereinander, Gondel mit Motor, Getriebe und Besatzung darunter.

II. Stabilität ist bei keinem Hubschrauber vorhanden. Man versucht entweder durch Ruder im Schraubenstrahl (Crooker und Hewitt) oder durch Ändern des Anstellwinkels der Schraubenflügel (Alérion von Damblanc-Lacoin und Pescara-Hubschrauber) das Gleichgewicht durch den Führer aufrechtzuerhalten. Die erste Vorrichtung hat den Nachteil, von der Geschwindigkeit abhängig zu sein, die zweite den großer mechanischer Schwierigkeiten. Es gibt vollkommen stabile Modelle von Hubschraubern. Daher Eigenstabilität möglich, theoretische Klärung notwendig.

III. Bei Motorversagern Bremswirkung der Hubschrauber ungenügend, wenn nicht sehr große Durchmesser. Abbremsen des Sturzes kurz vor dem Boden durch Vergrößern des Anstellwinkels möglich, hat aber große praktische Schwierigkeiten. Der Flugzeug-Hubschrauber von Lamé vereinigt einen Eindecker mit einem Hubschrauber mit zwei vierflügligen seitlichen Schrauben von 5 m Durchm., 90 PS-Umlaufmotor und Ballonet zum Erzielen statischer Stabilität.

IV. Wagrechtflug durch Zugschraube oder Neigen der Hubschraube, oder Verwinden der Schraubenblätter. — M. Lamé, L'Aéronautique, Bd. 3, Januar 1921, S. 277/281 (10 Sp., 3 Abb.); auch L'Aérophile, Bd. 29, 1./15. Febr. 1921, S. 46/49) 8 Sp., 6 Abb.). Hn. **21/17. 61.**

Literatur. Entwerfen und Betrieb von Verpuffungsmaschinen von E. Butler, 273 S., 187 Schaub., London, 1920, Chas. Griffin & Co., Ltd. Preis 2 sh. (Scheint dem deutschen Buch von Güldner zu entsprechen. D. Ber.) — The Technical Review, 8. Bd., 8. März 1921, S. 230, A. W. J. Hn. **21/15. 41.**

Materialkunde. Härte und ihre Beziehung zu Zähigkeit und Ermüdung. Gewisse Nickelmanganstähle werden durch mechanische Bearbeitung hart. Die Brinell-Probe sagt wenig, was nicht schon durch Zugversuch bekannt, ist aber zum Prüfen der Gleichmäßigkeit des Materials geeignet. Ludwig verwendet an Stelle der Kugel einen Kegel. Bricht leicht bei sehr hartem Material. Brinell-Probe bei niedriger Temperatur mit ruhender Last, bei hoher durch Schlag. Bei Eisen und Stahl Eindruck bei Schlag anders als bei ruhender Last. Unter dem Einschlag im Mikroskop Neumannsche Linien sichtbar, für Beurteilung von Wert. Bei dem Shore-Versuch wird die Kugel mit dem Hammer eingeschlagen und die Kraft aus der Rückprallhöhe des Hammers bestimmt; geringe Genauigkeit. Der Haigh-Versuch drückt zwei Würfel oder Walzen aus dem zu prüfenden Material mit bekannter Last und mißt an der Zusammendrückung die Härte. Diese ist nur schwer mit Zähigkeit vereinbar. Hartes Material ermüdet weniger als weiches. Gleichmäßiges Härten notwendig, aber sehr schwer. — W. Rosenhain, Automotive Industries, Bd. 44, 17. März 1921, S. 604/607 (6¾ Sp., o. Abb.). Hn. **21/16. 51.**

Materialkunde. Leichtmetall im Flugmotorenbau. — Der Automarkt, 11. März 1921, S. 2/3 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **21/17. 63.**

Meßgeräte. Neue Bordgeräte zur Orientierung. Kompaß »AM« von Vion, kleine Ausführung, Muster »AM-1«, im Kriege verwendet; neuere mit Rose von 14 cm Durchm.

Gerät zur Anzeige seitlichen Abrutschens von Badin besteht aus Differential-Druckmesser, der an zwei seitliche Öffnungen einer im ungestörten Flugwinde liegenden Kugel angeschlossen ist und Abrutschen oder Schieben durch unsymmetrischen Druck angibt. Lage der Öffnungen verändert Empfindlichkeit. Bei Kurven Schwierigkeiten infolge schwankender Empfindlichkeit.

Drexler-Steuerzeiger. Abdrängungsmesser von Le Prieur.

Astronomische Höhenmessung mit künstlichem Horizont (Kreiselgerät) von Fleuriais neuerdings von Luftschiffen aus versucht. Gerät auch für Großflugzeuge zu umfangreich.

Tragbare Einrichtung dieser Art von Derrien mit Bonneau-Kreisel, zugleich Neigungsanzeiger, noch nicht erprobt.

»Zénithal«-Gerät von Mortier mit Bonneau-Kreisel, fest im Flugzeug eingebaut, zur Lotanzeige. Bedarf noch erheblicher Verbesserungen, scheint aber erfolgversprechend.

Radiogoniometrische Ortsbestimmung: Ausschaltung von Störungsgeräuschen, Isolation sämtlicher Hochspannungsleiter im Flugzeug dringend erforderlich, in England vorbildlich durchgeführt (Lichtbild eines luftgekühlten Motors). Metallische Verbindung von Generatoren, Magneten, Leitern usw. mit der Motormasse.

Luftfahrt-Karten von Hébrard und Robbe: Städte, Ortschaften und Verkehrswege weiß auf resedafarbenem Grund, Wälder grün. Enthalten Angaben über Flugplätze, Funkstellen usw. Fluglinie Paris—London bereits fertig. — A. Volmerange, L'Aéronautique, Bd. 3, Januar 1921, S. 319/321 (6 Sp., 3 Lichtb., 3 Skizz.). W. **21/15. 44.**

Meßgeräte. Tätigkeit der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt (Engineering Division, Mc Cook Field, Dayton, Ohio) von Juli 1919 bis Januar 1921. Konstruktion und Durchbildung zahlreicher Bordgeräte: Benzinuhr, Kreiselkompaß, Flugkompaß, Sauerstoffatmer usw. Elektrische Meßgeräte: Drehzahlmesser, Motor-Generatoren für Heizstrom, Beleuchtung, Funktelegraphie und Motorzündung. Elektrische Anlasser erprobt und gebrauchsfertig entwickelt. — Aviation, Bd. 10, 28. Febr. 1921, S. 264/265 (½ Sp., o. Zahlangab. u. Abb.). W. **21/15. 45.**

Materialkunde. Festigkeitsversuche mit Schraubenverbindungen an Sperrholz.

Die amerikanische Versuchsanstalt für Forsterzeugnisse hat den Einfluß von Größe und Art der Schrauben, Unterlegscheiben, Randbreite, Schraubenabstand, Art des Sperrholzes und des Holzes, auf dem es befestigt wurde, untersucht.

— H. S. Grenoble, Aerial Age Weekly, Bd. 12, 31. Januar 1921, S. 535/536 (3½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/17. 64.**

Meßgeräte. Eine neue Möglichkeit zum Messen der Abdrängung ist die Integration der Windschwankungen. Tripp und

Wilking haben dafür eine Windfahne mit federnder Rückführung vorgeschlagen, deren Ausschläge mit einer besonderen Übersetzung integriert werden und dann den Betrag der Abdrängung vom Kompaßkurs messen. In Wirklichkeit zeigt das Gerät die Trägheit des Flugzeuges bei Windschwankungen an. Als weitere Schwierigkeit treten die wechselnden Wirkungen zwischen Beschleunigung und seitlichem Schieben hinzu.

Ein anderes Verfahren ist die Integration der seitlichen Beschleunigung vom Abflug ab. Der Vorschlag von Fisher, drei Beschleunigungsmesser in drei aufeinander senkrechten Achsen durch einen Kreiselkompaß zu richten und durch Integration ihrer Anzeige den Ort zu bestimmen, ist von Howard-Flanders durchkonstruiert worden. Schwierig ist die genaue Anzeige von Windänderungen ganz verschiedener Größenordnung. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 9. Febr. 1921, S. 132/133 (3 Sp., o. Abb.). E. **21/17. 65.**

Motorbau. Anlaß-Drehmoment von Flugmotoren. Größe des Drehmomentes für Berechnung von Anlaßvorrichtungen wichtig. Versuche hierüber von der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt am elektrischen Dynamometer mit kaltem Motor. Gasdrossel geöffnet und geschlossen. Schmieröl: Amerikanische Norm (U. S. A. Specification) Nr. 3501 (Paraffinbasis). Viskosität des Öles nach Saybolt 85—90 s bei 100° C. Durchschnittliche Lufttemperatur 24° C.

Durchschnittliches Anlaß-Drehmoment von Flugmotoren.

Motor	Zylinderzahl	Nennleistung PS	Normale Drehzahl U/min	Zylinderabmessungen Bohrung mm	Zylinderabmessungen Hub mm	Zahl der untersuchten Motoren	Zahl der Versuche	Anlaß-Drehmoment bei geöffneter Drossel Höchstwert m/kg	geöffneter Drossel Durchschnitt m/kg	geschlossener Drossel Höchstwert m/kg	geschlossener Drossel Durchschnitt m/kg
Liberty	12	400	1700	127	178	2	6	18,0	17,1	27,5	19,7
Hispano-Suiza .	8	300	1800	140	150	2	6	14,6	14,1	13,8	13,1
Liberty	6	210	1700	127	178	2	6	18,3	14,5	18,6	15,2
Packard	8	180	1600	120	134	1	3	15,2	11,3	12,0	10,6
Packard	12	550	1800	146	166	1	1	25,6	—	27,6	—
Rausie	6	175	1650	127	152	1	3	16,4	15,9	20,3	19,9
B. M. W. . . .	6	185	1400	150	180	1	3	20,7	19,2	21,1	20,0

— Nach Militär-Luftfahrt-Nachrichten, Rundschreiben (Air Service Information Circular) Nr. 126. Aviation, Bd. 10, 28. Febr. 1921, S. 266 (½ Sp., 1 Zahlentaf.). W. **21/15. 46.**

Motorbau. Der Düsenantrieb (Propulseur-Trompe) von H. F. Mélot ist 1918 im Conservatoire des Arts-et-Métiers untersucht, leistete in der Probeausführung rd. 30 PS bei einer Relativgeschwindigkeit von 50 m/s, d. h. rd. 45 kg Schub. Thermodynamischer Wirkungsgrad wesentlich höher als der bekannter Flugmotoren, beim besten Versuch etwa 20 vH, wobei vorläufige unerprobte Formgebung der Düsen und mangelhafter Zusammenbau zu berücksichtigen. Außerdem bei dieser Versuchsausführung noch kein Eigenverdichter, daher Preßluft erforderlich. Frage des Eigenverdichters jetzt einwandfrei gelöst. Einbau des Düsenantriebes im Flugzeug ohne wesentliche Änderungen möglich, ungeahnte Aussichten. Anlassen bietet Schwierigkeiten, durch Mitführen eines kleinen Preßluftvorrates aber leicht zu überwinden. Mélot hat einen 250 PS-Düsenantrieb entworfen. Dabei zwei Einzel-Düsensysteme mit Verbrennungskammern zu beiden Seiten des Flugzeugrumpfes mit je einem Eigenverdichter, der den Flugwind zur Vorverdichtung verwendet. — Valentin Bolatre, La Science et la Vie, März 1921, S. 321/324 (8 Sp., 2 Lichtb., 4 Skizz.). W. **21/15. 47.**

Motorbeschreibung. Der 300-PS-Packard-Motor, Muster 1237, ist überverdichtend und übermessen. »1237« bedeutet Kubikzoll Hubraum. Er ist aus dem Packard 1116 durch Vergrößern der Bohrung um 6 mm und Erhöhung des Verdichtungsverhältnisses auf 6,5 entstanden. Längerer Lauf mit vollgeöffneter Drossel auf dem Boden ohne Frühzündung möglich. 12 Zylinder in 60° V-Stellung. Bohrung 125 mm, Hub 133 mm. Hauptlagerdurchmesser 60 mm.

Länge von Lager	1	41,2 mm
	2, 3, 5 und 6	73,5 mm
	4	76,2 mm
	7	117,5 mm.

Gegabelte Schubstangen. Aluminiumkolben. Drei Kolbenringe oben, ein Abstreifring unten. Es können auch Kolben für 5,5fache Verdichtung geliefert werden. Stahlzylinder. Ventile 30° geneigt mit 50,8 mm Durchm. 1 Ansaug-, 1 Auslaßventil. Hub des Einlaßventiles 11,1 mm, des Auspuffventiles 9,45 mm. Betätigung durch Kipphebel von zwei Steuerwellen auf den beiden Reihen aus. An jeder Nockenwelle ein Drehzähleranschluß. Preßölschmierung. Motor auf Verwendung von Bugkühlern zugeschnitten. Wasserpumpe hinten unter dem Kurbelgehäuse kann in vier Richtungen eingestellt werden. Vergaser Packard-Zenith mit einer Luftdüse unter dem Kurbelgehäuse. Ansaugrohre steigen durch Mitte Kurbelgehäuse, Lager Nr. 4, an der Außenseite Zylinderreihe bis unter die Steuerwelle empor und gehen dann nach der Innenseite zu den Einlaßventilen.

Drehzahl U/min	Bremsleistung PS	Mittl. Druck kg/cm²
1400	277	9,0
1500	297	9,0
1600	316	9,0
1700	324	9,0
1800	348	8,9
1900	362	8,8
2000	374	8,6
2100	384	8,3
2200	392	7,9
2300	398	7,5

Elektrischer Anlasser, Brennstoffpumpe, M-G-Antrieb und Generator können ohne besondere Maßnahmen angeschlossen werden. Doppelzündung. Zündapparate mit gleichem Drehsinn und vertauschbar. Brennstoffverbrauch rd. 0,23 kg/PSh. Gewicht 334 kg. — J. G. Vincent (Erbauer dieses und des Liberty-Motors. D. Ber.), Aerial Age Weekly, Bd. 12, 28. Febr. 1921, S. 631/633 (6½ Sp., 4 Lichtb., 2 Einbauzeichnungen, 1 Bremsdiagramm). Hn. **21/15. 50.**

Motorbeschreibung. Entwicklung von Flugmotoren für die amerikanischen Luftstreitkräfte.

a) Motoren, deren Heranzüchtung und Verwendung sowohl für den Heeres- als auch für den Marine-Luftdienst wichtig ist.

50—60 PS: ein Motor gegenwärtig verfügbar. Weiterentwicklung erfolgt unter Marine-Aufsicht.

350 PS-luftgekühlter Stern-Motor: wichtig wegen Erhöhung der Wendigkeit, verringerter Zielfläche, Arbeitsfähigkeit innerhalb größeren Temperaturbereiches. Entwicklung der Bauart erfolgt durch das Heer.

550 PS-wassergekühlter Motor: für mittelschwere Flugzeuge. Ein Motor wird von privater Fabrik entwickelt. Prüfungen und Verbesserungen vom Heer aus durchgeführt.

700 PS-wassergekühlter-»W«-Motor: für große Flugzeuge. Gegenwärtig vom Heer aus erprobt.

1000 PS-wassergekühlter-»W«-Motor: für Großflugzeuge. Gegenwärtig beim Heer in Entwurf.

Schweröl-Flugmotor von etwa 500 PS: Heranzüchtung der Brennstoffknappheit halber sehr wichtig. Vorteil der Brandsicherheit. Motor dieser Art wird von der Marine entwickelt.

160 PS-wassergekühlter-Sechszyl.-Motor für Übungsflugzeuge. Motor unter Heeresaufsicht entwickelt. Motor ähnlicher Art aber vollkommen abweichender Bauart (luftgekühlt? D. Ber.) soll damit verglichen werden. Der beste von beiden Motoren wird als Einheitsmotor eingeführt.

300 PS-»Kanonen«-Motor: für Geschützflugzeuge, bei denen durch Luftschraubennabe gefeuert wird. Unter Heeresaufsicht entwickelt.

350—375 PS-wassergekühlter Motor: für Jagdflugzeuge. Höchstleistungsbauart mit hohen Beanspruchungen, sehr leicht, mit beschränkter Lebensdauer entsprechend den gestellten Anforderungen. Wird vom Heer erprobt.

300—400 PS-wassergekühlter Sechszyl.-Motor: für starre und unstarre Luftschiffe. Wird von der Marine entwickelt.

b) Motoren, die besonders für die Armee von Wichtigkeit sind:

140—160 PS-luftgekühlter Motor: für Schul- und Übungsflugzeuge. Vom Heer entwickelt.

c) Motoren, die für die Marine von Wichtigkeit sind:

200—230 PS-luftgekühlter Stern-Motor: für kleine Bord- oder Übungsflugzeuge. Muß dauerhaft und billig sein.

250—275 PS-Motor: für Zweimotoren-Land- oder Torpedo-Seeflugzeuge.

650—750 PS-wassergekühlter Motor: für Starrluftschiffe. Wird durch Marine-Abteilung entwickelt.

Dampfmotoren: in Entwicklung. Abschluß so bald als irgend möglich.

Motoren mit Getriebe: Marine gegenwärtig damit beschäftigt. — Aerial Age Weekly, Bd. 13, 21. März 1921, S. 32 und 37 (2½ Sp., o. Abb. u. Zahlangab.). W. **21/17. 66.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

11. Heft — 15. Juni 1921 — 12. Jahrgang

Mitteilungen der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen

(bisher „Modell-Versuchsanstalt“).[1])

III. Folge. Nr. 3.

Untersuchungen über Handley-Page-Flügel.

Bericht an den Verband deutscher Luftfahrzeugindustrieller als Auftraggeber.

Zur Untersuchung von Eigenschaften von Handley-Page-Flügeln wurde bei einer Windgeschwindigkeit von 30 m/s vorläufig die folgende aus 12 Messungen bestehende Versuchsreihe ausgeführt:

1. Messung eines Flügels von der gewöhnlichen Handley-Page-Form, soweit diese aus den veröffentlichten Berichten bekannt ist (Flügel Nr. 1). Der Versuch ergibt hier, daß der Auftrieb bis zu einem Anstellwinkel von 27,7⁰ anwächst; die maximale Auftriebszahl beträgt hier 196,3 (vgl. Abb. 1

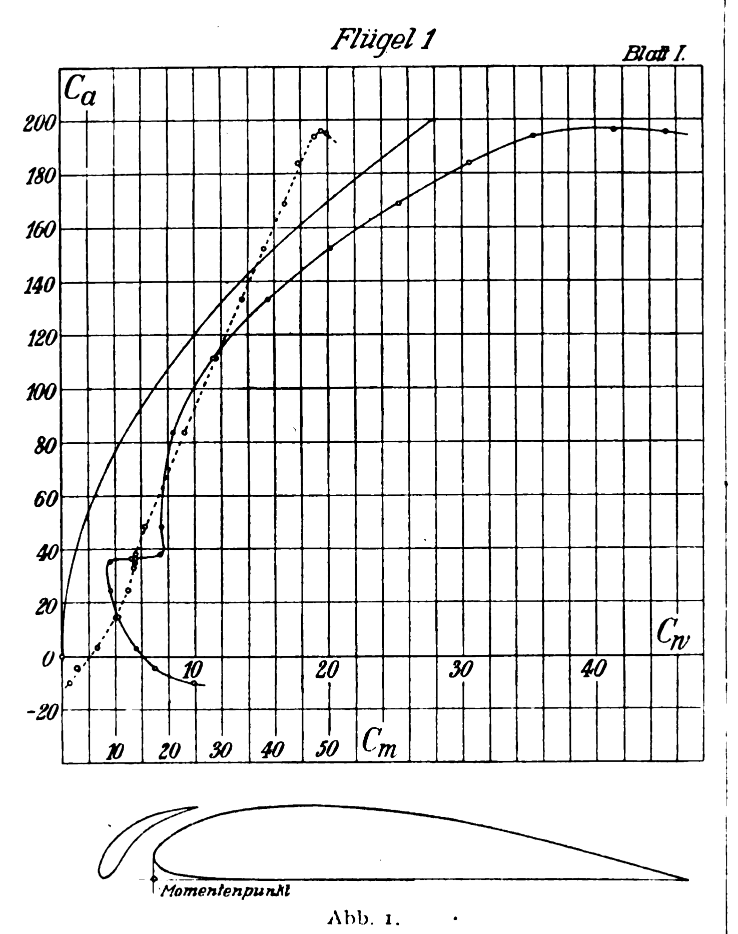


Abb. 1.

und Zahlentafel 1). Aus der Lage der Parabel des induzierten Widerstandes, die für das Seitenverhältnis 21,9 : 100,3 in das Kurvenblatt eingezeichnet ist, ersieht man, daß der Profilwiderstand bei hohen Anstellwinkeln nicht unzulässig groß ist. Dagegen zeigt sich bei kleinen Anstellwinkeln (in der Nähe der Auftriebszahl 40) eine starke sprunghafte Vergrößerung des Profilwiderstandes. Der Flügel weist daher für den normalen Flug wenig günstige, für die Landung hingegen sehr günstige Eigenschaften auf.

2. Es wurde versucht, die sprunghafte Widerstandszunahme bei kleinen Auftriebszahlen günstiger zu gestalten. Zu diesem Zwecke wurde, ausgehend von einer bereits untersuchten Profilform Nr. 2a (vgl. Abb. 2) versucht, unter Beibehaltung dieser äußeren Profilform einen Durchflußkanal anzubringen (Flügel Nr. 2). Der Flügel Nr. 2 hat daher, wenn man sich den Durchflußkanal ausgefüllt denkt, genau dieselbe Profilform wie der Flügel Nr. 2a. Die Messungen zeigen (Abb. 2 und Zahlentafeln 2—3), daß zwar gegenüber der sprunghaften Widerstandszunahme, wie sie sich bei Flügel 1 zeigte, eine Milderung eingetreten ist. Im übrigen haben sich aber die Eigenschaften bei den großen Anstellwinkeln verschlechtert, indem einerseits der Profilwiderstand zugenommen und anderseits nur eine maximale Auftriebszahl von rd. 160 erreicht wird.

3. Es wurde der Hilfsflügel in drei verschiedenen Stellungen zum Hauptflügel untersucht (Flügel 3a bis 3c, vgl. Abb. 3). Die Messung der Anordnung 3b ergibt, wie ersichtlich, günstige Eigenschaften für den normalen Flug, während zur Erreichung hoher Auftriebszahlen die Stellung 3c geeignet ist. Die Stellung 3a, die als erste untersucht wurde, ist gegenüber 3c bedeutend ungünstiger. Das Schließen des Durchflußkanales bei der Anordnung 3c in der Abb. 3

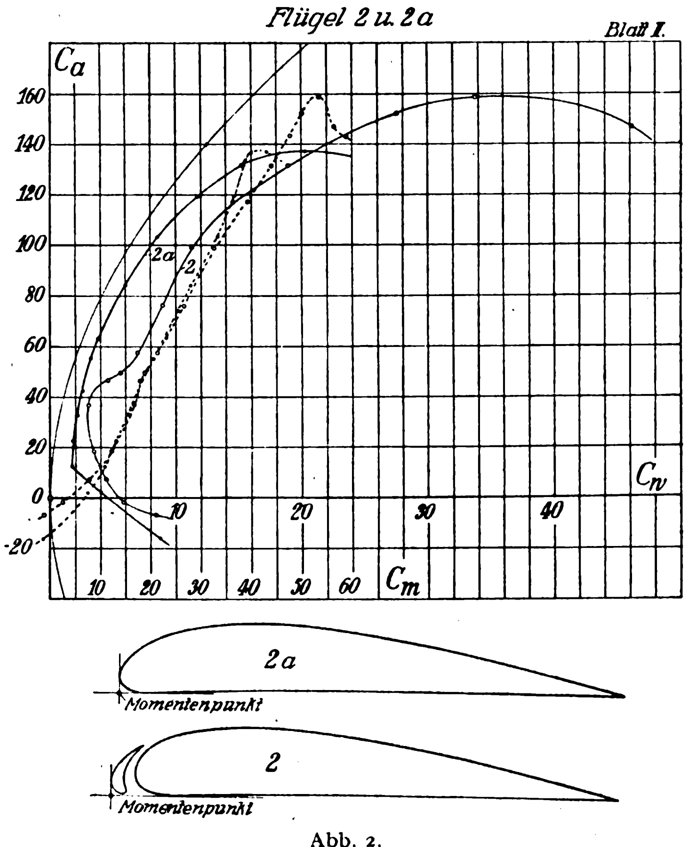


Abb. 2.

gekennzeichneten Weise (die Messung ist mit 3d bezeichnet) ergibt bei kleinen und mittleren Auftriebszahlen ziemlich normales Verhalten. Auftriebs-, Widerstands- und Momentenzahlen der Messungen 3a bis 3d sind des besseren Vergleiches wegen alle auf die gleiche rechnungsmäßige Flügeltiefe von 23 cm bezogen. Momentenpunkt ist der vorderste Punkt des Hauptflügels (hiezu Abb. 3 und 4 und Zahlentafeln 4—7).

4. Der Hilfsflügel wurde, wie aus der Profilzeichnung der Abb. 5 ersichtlich, drehbar angeordnet, so daß der Spalt zwischen Hinterkante des Hilfsflügels und dem Hauptflügel auf verschiedene Breite eingestellt werden konnte. Die Drehung des Hilfsflügels erfolgte um eine durch den Punkt D hindurchgehende Achse. Es wurden vier Versuche ausgeführt, einer bei geschlossenem Spalt (wobei die Hinterkante des Hilfsflügels mit Plastilin gegen den Hauptflügel abgedichtet war) und je einer bei einer Spaltbreite von 1,5 mm, 3 mm

[1]) Die Modell-Versuchsanstalt, die seinerzeit wesentlich für die Zwecke der Luftfahrt erbaut worden ist, hat ihren Arbeitsbereich in letzter Zeit auf alle Gebiete der aerodynamischen Versuchstechnik ausgedehnt. Sie hat, um dies zum Ausdruck zu bringen, ihren Namen in »Aerodynamische Versuchsanstalt« geändert.

Zahlentafel 1.

Tragflügel Nr. 1, Profil des Hauptflügels Profil Nr. 398. Spannweite 100,3 cm, Tiefe (einschließlich Hilfsflügel) 21,9 cm. Gesamtfläche 2196,6 cm².

Anstell-winkel Grad	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9	— 10,0	9,92	1,4	— 1,01
— 6	— 4,6	6,98	2,7	— 0,66
— 4,5	3,3	5,56	6,7	0,59
— 3,1	14,9	4,29	10,4	3,48
— 1,6	24,6	3,73	12,5	6,60
— 0,1	33,2	3,58	13,7	9,27
1,4	35,4	3,74	13,8	9,46
2,8	36,7	5,56	12,2	6,59
4,3	38,0	7,45	14,0	5,10
5,8	48,3	7,50	15,7	6,44
8,7	83,6	8,36	23,2	10,0
11,6	111,2	11,4	29,4	9,71
14,5	133,2	15,5	34,0	8,60
17,4	152,2	20,2	38,2	7,54
20,3	169,0	25,3	41,9	6,68
23,3	184,0	30,6	44,5	6,00
25,6	194,0	35,4	47,5	5,48
27,7	196,3	41,4	48,9	4,75
29,2	195,5	45,3	49,6	4,32

Zahlentafel 2.

Tragflügel Nr. 2, Spannweite 99,9 cm, Tiefe (einschließlich Hilfsflügel) 20,2 cm. Gesamtfläche 2018 cm².

Anstell-winkel Grad	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9	— 6,82	8,40	— 1,16	— 0,8
— 6	— 1,57	5,93	2,46	— 0,3
— 4,5	7,26	4,54	7,8	1,6
— 3,1	18,4	3,52	12,3	5,2
— 0,1	36,9	3,10	16,8	11,9
2,8	46,4	4,65	18,1	10,0
4,3	49,5	5,61	18,9	8,8
5,8	57,4	6,98	21,5	8,2
8,7	76,0	8,95	26,8	8,5
11,6	98,9	11,3	32,6	8,7
14,6	116,8	14,6	39,5	8,0
17,5	131,3	19,0	44,0	6,9
20,5	143,0	23,6	47,9	6,1
23,4	152,0	27,6	50,0	5,5
26,2	158,5	33,8	53,6	4,7
29,5	146,8	46,2	56,5	3,2

Zahlentafel 8.

Tragflügel Nr. 2a, Profil Nr. 404, Spannweite 100 cm, Tiefe 20 cm, Gesamtfläche 2000 cm².

Anstell-winkel Grad	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 8,9	— 16,2	8,75	— 1,3	— 1,8
— 6,0	2,0	4,06	7,6	0,5
— 4,5	12,4	1,85	11,0	6,7
— 3,1	22,4	1,88	13,1	11,9
— 1,6	32,7	2,22	15,6	14,8
— 0,2	42,2	2,65	17,7	15,9
1,3	54,9	3,31	20,8	16,5
2,8	63,3	3,88	23,2	16,3
4,2	73,8	4,95	25,7	14,9
5,7	83,8	6,06	28,2	13,8
8,6	103,3	8,60	33,5	12,0
11,6	119,2	11,8	36,8	10,1
14,5	131,4	15,2	38,8	8,6
17,5	136,9	20,3	43,0	6,6

und 5 mm. Denkt man sich bei geschlossenem Spalt den Zwischenraum zwischen Hilfsflügel und Hauptflügel ausgefüllt und zu einem einfachen Profil ergänzt, so erhält man das Ausgangsprofil Nr. 387. Die Polarkurve dieses Profiles ist gestrichelt eingezeichnet. Die Ergebnisse (Abb. 5 und 6 und Zahlentafeln 8—12) zeigen, daß der Flügel mit geschlossenem Durchflußkanal hinsichtlich des Widerstandes durchwegs un-

Zahlentafel 4.

Tragflügel Nr. 3a, Spannweite 100,1 cm, Tiefe (einschließlich Hilfsflügel) 23,7 cm (Rechnungstiefe 23 cm). Rechnungsfläche 2302 cm².

Anstell-winkel Grad	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 8,9	— 16,0	11,9	0,7	— 1,3
— 6	— 5,78	8,51	4,4	— 0,7
— 3,1	15,5	6,14	10,4	2,5
— 0,1	29,0	7,56	13,5	3,8
2,9	29,6	10,0	14,0	3,0
5,8	57,0	9,39	21,5	5,1
8,7	82,0	10,6	26,8	7,7
11,6	101,8	13,0	30,0	7,8
14,5	118,6	16,1	32,6	7,3
17,5	129,1	20,9	34,5	6,2
20,4	135,5	25,0	35,1	5,4
23,4	144,6	28,7	35,4	5,0
25,8	147,0	31,6	35,4	3,2
29,3	158,0	37,7	38,0	4,2
32,3	169,0	43,6	40,2	3,9
35,3	164,0	48,5	40,2	3,4

Zahlentafel 5.

Tragflügel Nr. 3b, Spannweite des Hauptflügels 100,1 cm, Tiefe des Hauptflügels 20 cm (Rechnungstiefe 23 cm) Rechnungsfläche 2302 cm².

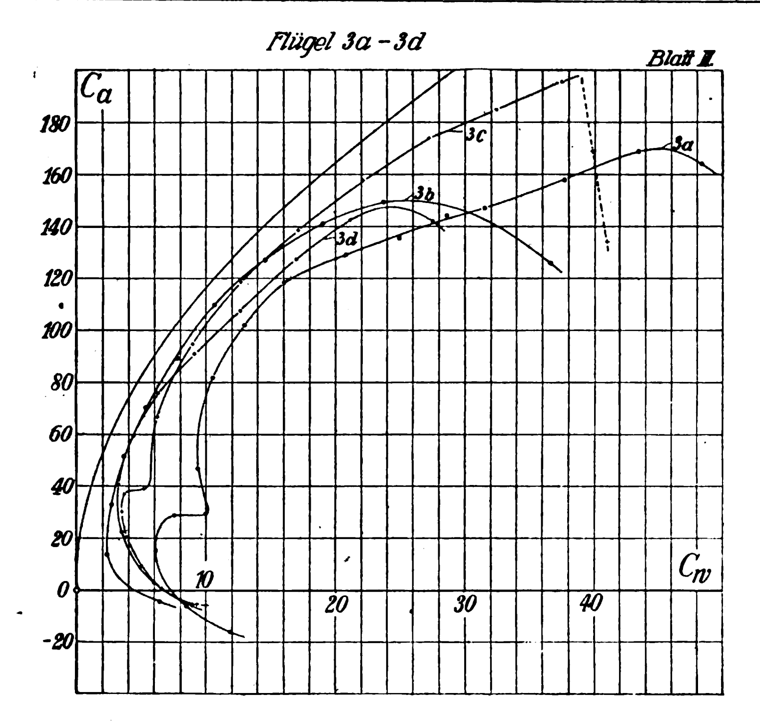
Anstell-winkel Grad	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9	— 4,2	6,45	2,6	— 0,7
— 6,1	13,2	2,40	8,7	5,5
— 3,1	32,8	2,74	11,9	11,7
— 0,2	51,4	3,77	15,5	13,6
2,7	70,6	5,41	19,9	13,1
5,6	89,1	7,75	24,6	11,5
8,5	109,8	10,7	28,9	10,3
11,5	127,0	14,6	33,4	8,7
14,6	141,0	19,1	37,6	7,4
17,4	149,2	23,7	38,9	6,3
20,5	126,0	36,6	39,2	3,4

Zahlentafel 6.

Tragflügel Nr. 3c, Spannweite 100,1 cm, Tiefe (einschließlich Hilfsflügel) 23 cm (Rechnungstiefe 23 cm), Gesamtfläche 2302 cm².

Anstell-winkel Grad	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9	— 5,37	9,25	2,5	— 0,58
— 6	0,8	6,50	5,8	0,12
— 4,5	9,3	4,97	9,5	1,87
— 3,1	20,5	3,91	12,8	5,25
— 1,6	30,0	3,48	14,2	8,62
— 0,2	36,7	3,63	14,7	10,1
2,8	38,9	5,19	13,6	7,5
5,7	66,5	6,20	18,2	10,7
8,6	94,4	8,97	23,4	10,5
11,5	118,3	12,7	27,5	10,1
14,4	138,8	17,1	31,0	8,13
17,3	157,5	22,1	34,8	7,13
20,3	174,0	27,2	37,5	6,40
23,2	185,0	32,4	39,1	5,71
25,7	195,3	37,4	40,9	5,22
27,3	169,0	40,0	38,1	4,23
29,4	134,4	41,1	33,4	3,27

günstiger ist als das Profil Nr. 387, aus dem er abgeleitet ist. Öffnet man den Spalt durch Drehen des Hilfsflügels mehr und mehr, so wird der Höchstwert des Auftriebes bei einer Spaltbreite von 3 mm erreicht. Der maximale Auftrieb ist indessen hier nicht so hoch wie bei einigen Anordnungen der ersten und dritten Versuchsreihe. Der Grund dieser letzteren Erscheinung kann indessen unter Umständen durch



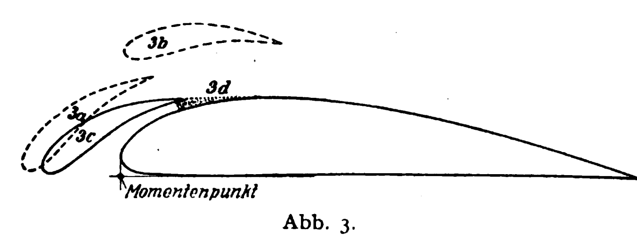


Abb. 3.

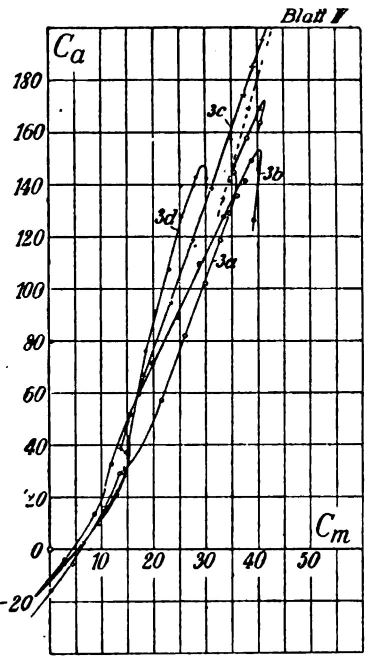


Abb. 4.

Zahlentafel 7.

Tragflügel Nr. 3 d, Anordnung wie bei Tragflügel 3 c aber mit geschlossenem Spalt. Spannweite 100,1 cm, Tiefe (einschließlich Hilfsflügel) 23 cm, Gesamtfläche 2302 cm².

Anstellwinkel Grad	Auftriebszahl C_a	Widerstandszahl C_w	Momentenzahl C_t	Gleitzahl A/W
— 9	— 5,92	9,00	2,9	— 0,66
— 6	2,57	6,01	6,6	0,43
— 3,1	22,2	3,56	13,2	6,24
— 0,2	40,7	3,24	15,2	12,6
2,8	59,3	4,40	17,2	13,5
5,7	76,9	6,36	18,5	11,9
8,6	91,0	9,25	20,3	9,8
11,5	107,3	12,8	23,0	8,4
14,5	127,5	17,0	25,1	7,5
17,4	142,6	21,2	28,1	6,7
20,4	142,0	27,8	30,3	5,1

Zahlentafel 8.

Tragflügel Nr. 4. Spalt 0 mm. Spannweite 99,8 cm, Rechnungstiefe 20 cm. Rechnungsfläche 1996 cm².

Anstellwinkel α	Auftriebszahl C_a	Widerstandszahl C_w	Momentenzahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9°	— 4,3	8,02	2,4	— 0,5
— 6	7,2	4,36	9,8	1,6
— 3,1	27,4	2,60	14,1	10,6
— 0,2	45,7	3,24	16,9	14,1
2,8	63,4	4,60	19,2	13,8
5,7	80,5	6,77	22,0	11,9
8,6	97,6	9,34	24,6	10,4
11,6	119,8	12,4	28,5	9,6
14,5	131,2	16,3	31,1	8,1
17,5	135,8	21,2	33,0	6,4
20,5	135,8	26,2	34,4	5,2
23,7	87,9	39,2	30,2	2,2

Zahlentafel 9.

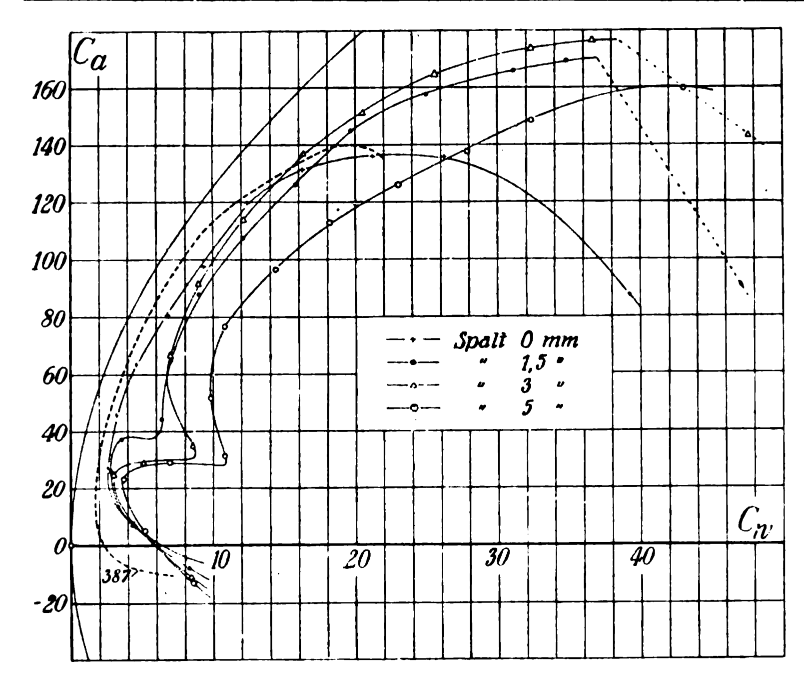
Tragflügel Nr. 4. Spalt 1½ mm. Spannweite 99,8 cm, Rechnungstiefe 20 cm. Rechnungsfläche 1996 cm².

Anstellwinkel α	Auftriebszahl C_a	Widerstandszahl C_w	Momentenzahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9°	— 8,0	8,25	1,7	— 1,0
— 6	6,7	4,50	9,3	1,5
— 3,1	26,1	2,81	13,3	9,3
— 0,1	37,3	3,56	14,2	10,5
2,8	44,4	6,35	16,1	7,0
5,8	64,9	7,02	18,9	9,2
8,7	88,0	9,00	23,1	9,7
11,6	107,5	12,1	26,9	8,9
14,5	126,0	15,8	31,2	8,0
17,5	145,0	19,7	34,8	7,4
20,4	157,9	25,0	38,5	6,3
23,4	166,4	31,1	41,3	5,4
25,6	169,3	34,8	42,5	4,9
29,7	90,6	47,1	32,8	1,9

Zahlentafel 10.

Tragflügel Nr. 4. Spalt 3 mm. Spannweite 99,8 cm, Rechnungstiefe 20 cm. Rechnungsfläche 1996 cm².

Anstellwinkel α	Auftriebszahl C_a	Widerstandszahl C_w	Momentenzahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9°	— 11,2	8,39	1,7	— 1,3
— 6	7,0	4,33	9,4	1,6
— 3,1	24,8	3,03	12,8	8,2
— 0,1	28,8	5,11	12,7	5,6
2,9	34,8	8,46	15,4	4,1
5,8	66,2	6,96	19,6	9,5
8,7	91,4	9,01	24,5	10,1
11,6	113,9	12,2	29,4	9,3
14,5	137,0	16,3	34,6	8,4
17,4	151,1	20,5	37,6	7,4
20,4	164,5	25,6	41,5	6,4
23,4	173,6	32,3	44,7	5,4
25,6	176,9	36,6	47,6	4,8
29,5	143,0	47,6	43,8	3,0



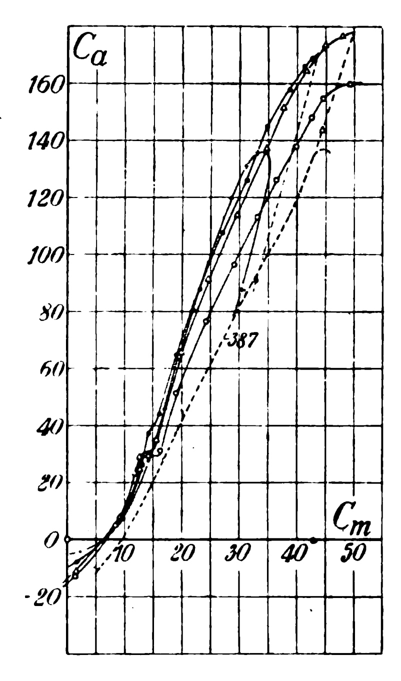


Abb. 6.

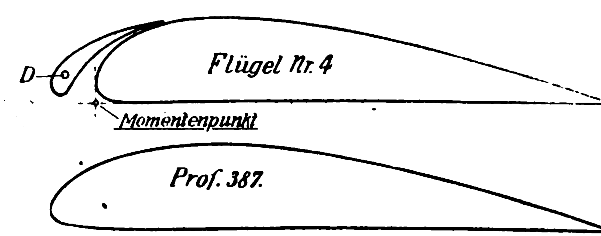


Abb. 5.

Zahlentafel 11.

Tragflügel Nr. 4. Spalt 5 mm. Spannweite 99,8 cm, Rechnungstiefe 20 cm. Rechnungsfläche 1996 cm².

Anstell-winkel α	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9°	— 12,9	8,50	1,9	— 1,5
— 6	5,0	5,15	8,5	1,0
— 3,1	23,3	3,71	11,8	6,3
— 0,1	29,1	6,95	14,1	4,2
2,9	31,6	10,8	16,2	2,9
5,8	51,7	9,75	18,9	5,3
8,7	76,5	10,8	24,2	7,1
11,6	96,4	14,4	29,0	6,7
14,6	113,0	18,2	33,1	6,2
17,5	126,1	23,0	36,3	5,5
20,5	138,0	27,8	39,8	5,0
23,5	148,5	32,3	42,2	4,6
25,6	155,0	36,0	44,5	4,7
29,4	160,0	43,1	49,2	3,7

Zahlentafel 12.

Tragflügel, Profil Nr. 387. Spannweite 100 cm, Tiefe 20 cm. Gesamtfläche 2000 cm².

Anstell-winkel α	Auftriebs-zahl C_a	Wider-standszahl C_w	Momenten-zahl C_m	Gleitzahl A/W
— 9°	— 10,4	6,90	5,3	— 1,5
— 6	8,2	1,80	12,3	4,5
— 4,6	18,2	1,79	14,6	10,1
— 3,1	28,0	2,01	16,7	13,9
— 1,6	38,0	2,35	19,2	16,1
— 0,2	46,8	2,91	21,8	16,4
1,3	58,1	3,57	24,2	16,3
2,7	68,1	4,38	26,5	15,5
4,2	78,9	5,31	28,8	14,8
5,7	87,2	6,31	31,0	13,7
8,6	108,5	9,21	37,5	11,8
11,6	121,8	12,4	41,0	9,9
14,5	134,0	16,2	42,9	8,3
17,5	136,0	21,7	45,2	6,3

die weniger günstig gewählte Lage des Hilfsflügels gegenüber dem Hauptflügel bedingt sein. Zur Berechnung der dimensionslosen Beiwerte wurde die Tiefe von 20 cm (= Tiefe des Ausgangsprofiles) benutzt.

Aus den vorliegenden Messungsergebnissen ist demnach zu ersehen, daß sich durch Anbringen eines Hilfsflügels in geeigneter Stellung in der Tat ein sehr hoher maximaler Auftrieb erreichen läßt, so daß dadurch die Landungsgeschwindigkeit erheblich verringert werden kann. Dagegen ergab sich im Bereich der für den normalen Flug in Betracht kommenden Anstellwinkel eine starke, sprunghafte Zunahme des Widerstandes, die nur durch Verstellen des Hilfsflügels oder durch Schließen des Durchflußkanales beseitigt werden konnte.

Außer den hier mitgeteilten Versuchen wurden im Auftrage von Herrn G. Lachmann zwei Messungen an unterteilten Profilen nach der von ihm vorgeschlagenen Form ausgeführt, über die er selbst in diesem Heft berichtet.

C. Wieselsberger.

Das unterteilte Flächenprofil.

Von G. Lachmann, Darmstadt.

Vorbemerkung.

Der Gedanke, den Auftrieb einer Tragfläche durch Unterteilung zu vergrößern, geht auf Gleitflugversuche des Verfassers vor dem Kriege zurück. Ein Absturz im August 1917 mit einem Rumpler C Flugzeug infolge zu starken Überziehens gab Veranlassung, den Gedanken in einer Form zu verdichten, die im Jahre 1918 zum Patent angemeldet wurde. Der Patentanspruch lautete: »Tragfläche, gekennzeichnet dadurch, daß die Fläche in einer Anzahl hintereinandergestaffelter Teilflächen zerfällt, die ihrerseits flächenprofilartig ausgebildet sind.« Diese Anmeldung wurde zunächt zurückgewiesen, weil dem Patentamt die Möglichkeit der Auftriebserhöhung durch die Unterteilung nicht glaubhaft erschien. (!) Die Patenterteilung wurde von dem empirischen Nachweis der Auftriebserhöhung abhängig gemacht.

Bereits im Sommer 1917 war in der Werft der Fliegerbeobachterschule in Köln ein kleines Holzmodell eines unterteilten Flügels angefertigt worden. (Abb. 1.) Dieses Modell sollte mit Hilfe von angeblasenem Rauch die Beeinflussung der Luftströmung durch die Schlitze anzeigen. Die ziemlich primitiven Versuche ergaben jedoch kein bemerkenswertes Ergebnis, vor allem weil die Schlitze zu eng waren.

Weitere eingehendere Versuche wurden durch den Kriegsdienst als Flugzeugführer und spätere schwere Verwundung,

nach dem Kriege durch intensive Berufsarbeit unmöglich gemacht.

Das Bekanntwerden der praktischen Versuche von Handley-Page im Jahre 1920 mit einem geschlitzten Profil gab Ver-

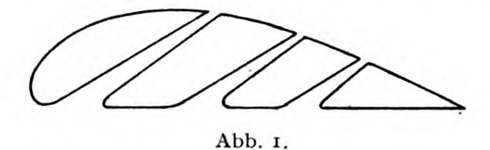


Abb. 1.

anlassung, die deutsche Priorität des Gedankens der Fachwelt und dem Patentamt gegenüber zu betonen. Zum prinzipiellen Beweis wurden zwei nach Angaben des Verfassers angefertigte Modelle von der aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen im Windkanal untersucht. Die Ergebnisse dieser Versuche sind im folgenden ausgewertet worden. Zuvor ist jedoch zu bemerken, daß die erzielten Versuchsergebnisse sicherlich noch nicht das praktisch erreichbare Optimum darstellen, da die Anordnung der Unterteilung rein gefühlsmäßig ohne theoretischen Rückhalt und mit möglichster Anlehnung an die Patentzeichnung erfolgen mußte. Eine analytische Untersuchung des Strömungsvorgangs erscheint außerordentlich kompliziert. Sicherlich steht die Vergrößerung der Auftriebsbeiwerte beim unterteilten Profil mit der Veränderung des gesamten Strömungsvorganges in Beziehung, indem die Ablösung der Stromlinien von der Saugseite des Profils und die Bildung eines »Totwasserbereichs« erst bei größeren Anstellwinkel erfolgt als beim geschlossenen Profil.

Zur Veranschaulichung des Strömungsvorganges wurde ein dreifach unterteiltes Profil im Wasserbaulaboratorium der Techn. Hochschule zu Darmstadt untersucht. Das aus Nußbaumholz gefertigte Modell war 40 × 25 cm groß und wurde unter einem Anstellwinkel von etwa 40° in der 40 cm breiten Rinne eingebaut, die auf der einen Seite durch dicke Glasscheiben abgeschlossen ist. Die durchschnittliche Wassergeschwindigkeit betrug 1 m/s. Der Stromlinienverlauf wurde durch die im Wasser enthaltenen Luftbläschen erkennbar und konnte mit Hilfe einer Uraninlösung, die durch ein dünnes Rohr in den Strom eingeführt wurde, noch deutlicher sichtbar gemacht werden. Bei geöffneten Schlitzen verliefen die Strom-

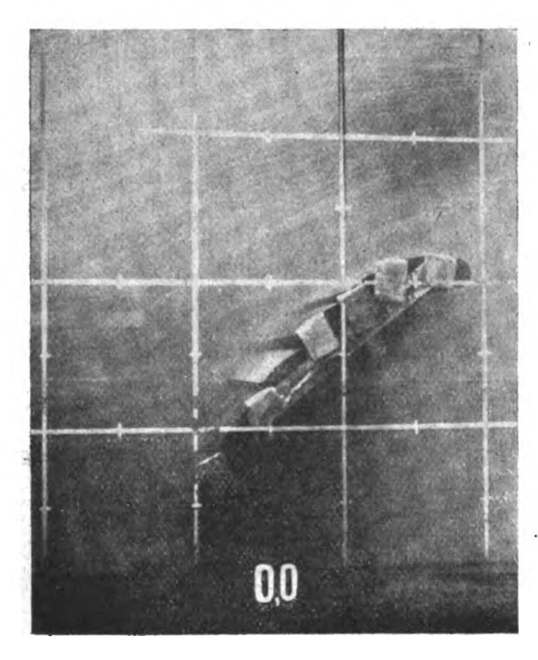


Abb. 2.

linien parallel mit der Kurve der Saugseite. (Abb. 2.) Beim Verschließen der Schlitze trat deutlich eine Ablösung der Stromlinien auf der Oberseite des Profils ein. Der Verlauf der Unstetigkeitsfläche und der sich bildende turbulente Totwasserraum wurden sehr deutlich erkennbar, wenn man an der Vorderkante einen die Oberseite lose überdeckenden Leinwandstreifen befestigte. Die Ablösung der Stromlinien von der Saugseite und die Bildung eines Totwasserraumes erfolgte auch bei geöffneten Schlitzen dann, wenn die Wassergeschwindigkeit auf 4 m/s erhöht wurde, also im »reißenden Strom«.

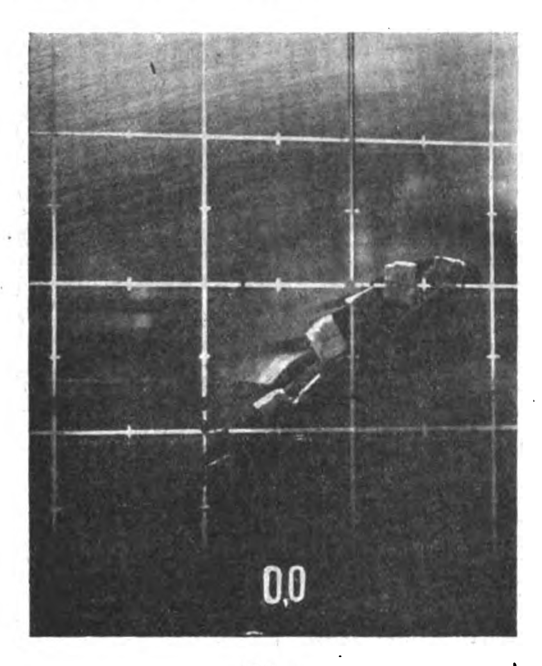


Abb. 3.

(Abb. 3 und 4.) Diese Versuche sind noch nicht abgeschlossen, und die bisher erzielten Strömungsbilder können auch nicht als theoretisch absolut einwandfreie Darstellungen gelten.

Die Bedeutung von Schlitzform und Anzahl.

Als Grundprofil für die Unterteilung wurde bei den Göttinger Messungen das Profil Nr. 422 gewählt. In Abb. 5 und 6 sind die Polardiagramme dargestellt, die sich aus den Messungsergebnissen ergeben. Zum Vergleich ist in

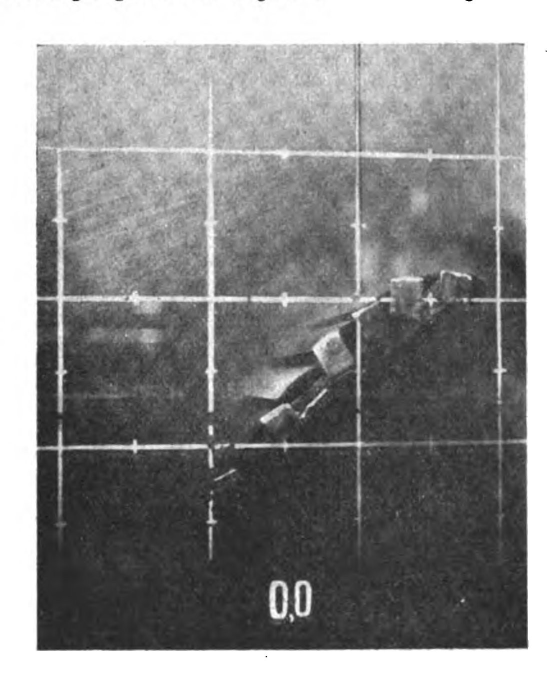


Abb. 4.

beiden Fällen die Polarkurve des Grundprofils mit in die Diagramme aufgenommen worden. Das Modell L 2 entspricht dem Modell L 1 bis auf die scharfkantige Ausmündung der Kanäle auf der Saugseite. Diese Anordnung wurde lediglich deshalb getroffen, um die genaue Identität des Versuchmodelles mit der Patentzeichnung zu wahren.

Wie aus den Diagrammen ersichtlich, ergibt sich durch die Unterteilung eine maximale Vergrößerung der Auftriebsbeiwerte von etwa 60 vH bei Anstellwinkeln, die etwa doppelt

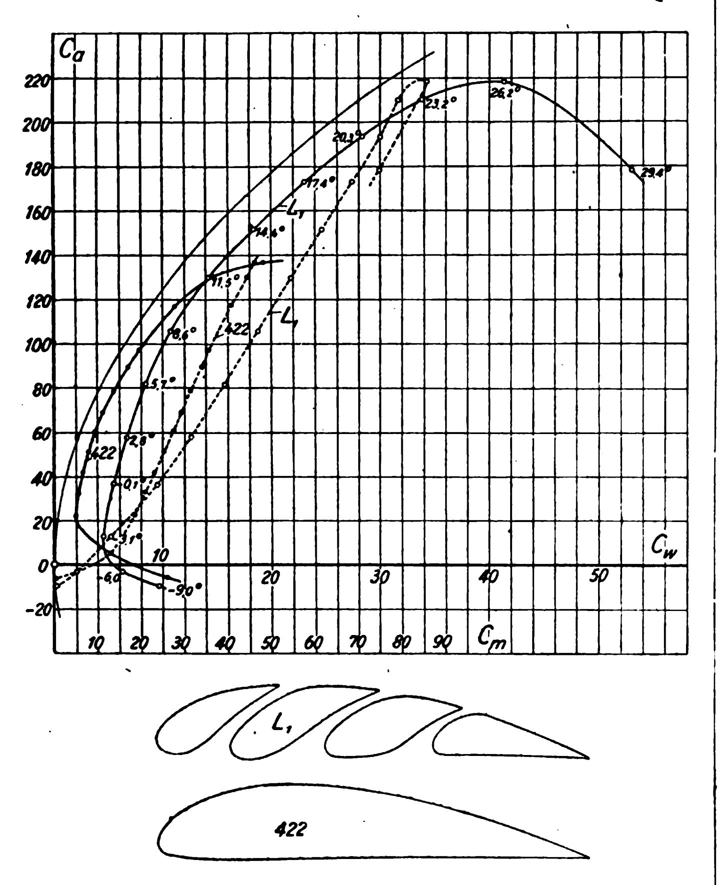


Abb. 5.

so groß sind als die von geschlossenen Profilen. Aus Abb. 7 ist ersichtlich, daß bei unterteilten Profilen eine Verschlechterung der Gleitzahl eintritt. Die Kurven 422′ und L_2' sind für ein vollkommenes Flugzeug unter Zugrundelegung eines mittleren Rumpfwiderstandes $c_w = 0{,}03$ ermittelt worden.

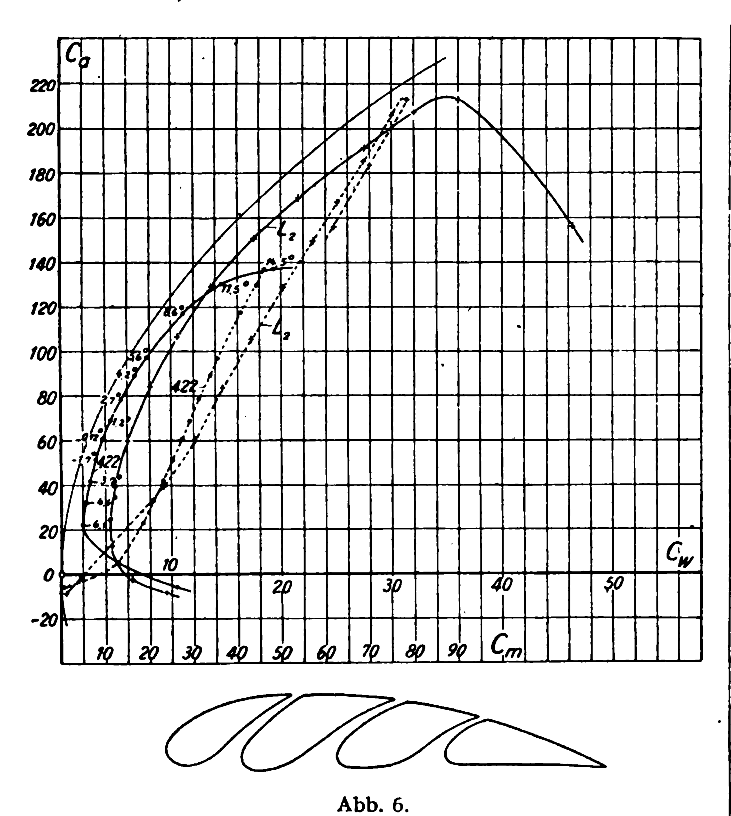


Abb. 6.

Das Profil L 2 ergibt erstaunlicherweise bei einer nur geringen Abnahme des maximalen Auftriebsbeiwertes eine durchgehende Verbesserung der Gleitzahl. Besonders innerhalb der kleinen Anstellwinkelbeträge erfolgt eine bemerkenswerte Abnahme des Profilwiderstandes. Diese Erscheinung steht wahrscheinlich im Zusammenhang mit der gleichmäßigeren Form der Schlitze des Profils L 2, bei der gem. der Kontinuitätsbedingung die Vergrößerung der Durchflußgeschwindigkeit in harmonischerer Weise erfolgt als beim Profil L 1. Es ergibt sich hieraus die Lehre, bei der Konstruktion die Stetigkeit des Verlaufs der Beschleunigung, abgesehen von den schwer zu erfassenden zentrifugalen Beschleunigungen, am besten graphisch zu prüfen.

Aus dem Kurvenblatt III der Göttinger Messungen an einschlitzigen Tragflügeln wird ersichtlich, daß bei vollkommenem Verschluß der oberen Ausmündung der Profilwiderstand innerhalb gewisser kleiner Anstellwinkel dem eines geschlossenen Profils annähernd gleichkommt. Die unregelmäßige Form der Druckseite spielt also bei diesen kleinen Anstellwinkeln keine Rolle, was für die Konstruktion von Schlitzverschlußeinrichtungen von Bedeutung ist.

Die Formen der einzelnen Teilprofile sind bei L 1 und L 2 noch sehr ungünstig. Insbesondere sind die Teilprofile im Verhältnis zur Tiefe noch zu dick. Auch erscheinen die

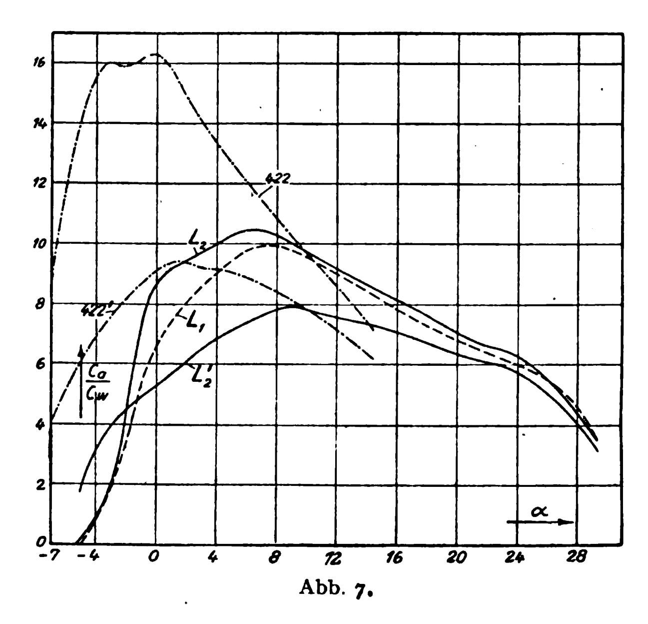


Abb. 7.

Zwischenräume zwischen den einzelnen Profilen zu eng. Die Kurventafeln I und III der Göttinger Messungen an einfach unterteilten Profilen geben einen Anhalt für die Bedeutung günstigerer Formgebung der Teilprofile und Schlitze.

Die Unterschiede der bisherigen Versuchsergebnis an einfach und mehrfach unterteilten Profilen lassen sich wie folgt zusammenfassen:

1. mehrfach unterteilte Profile ergeben größere Auftriebsbeiwerte als einschlitzige Tragflügel;
2. der Verlauf der Polarkurve ist bei mehrfach unterteilten Profilen stetig, während bei einfaeh unterteilten Flügeln im Bereich kleiner Anstellwinkel eine sprunghafte Vergrößerung der c_w-Werte stattfindet;
3. der Druckmittelpunkt von mehrfach unterteilten Profilen wandert in stärkerem Maße bei großen Anstellwinkeln als bei einschlitzigen Flügeln.

Die Frage der Bedeutung des Neigungswinkels der Teilprofile zur Sehne des Gesamtprofils und die Beziehung zwischen Schlitzweite und Geschwindigkeit des hindurchströmenden Mediums bedürfen noch weiterer experimenteller Klärung.

A.

Der Einfluß der Unterteilung auf die Geschwindigkeit und den Leistungsbedarf im Horizontalflug.

Zur Veranschaulichung dieses Einflusses wurde eine Umformung der bekannten Gleichungen für den Auftrieb und den zugeordneten Leistungsbedarf vorgenommen, um die



Leistungsbelastung $\frac{G}{N}$ als Funktion der Geschwindigkeit im horizontalen Fluge darstellen.

Es ist:

$$\frac{75 \cdot N_i \cdot \eta}{v} = c_w \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2,$$

oder

$$\frac{N_i}{F} = c_w \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot \frac{1}{75 \cdot \eta} \cdot v^3 = c_w \cdot \psi \cdot v^3 \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

wobei

$$\psi = \frac{\gamma}{2g \cdot 75 \cdot \eta}.$$

aus

$$A = G = F \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot c_a \cdot v^2$$

ergibt sich

$$v = \frac{1}{c_a^{1/2}} \sqrt{\frac{G \cdot 1}{F \cdot \frac{\gamma}{2g}}}$$

oder

$$v = \frac{1}{c_a^{1/2}} \cdot 4 \sqrt{\frac{G}{F}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

wenn man $\frac{\gamma}{g} \sim \frac{1}{8}$ annimmt.

Durch Einsetzen dieses Ausdruckes für v in Gleichung 1 ergibt sich für die Leistungsbelastung

$$\frac{G}{N_i} = \frac{c_a^{3/2}}{c_w} \cdot \frac{75 \cdot \eta}{4} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{G}{F}}}.$$

Durch Quadrieren folgt

$$\left(\frac{G}{N_i}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right)^2 = \frac{c_a^3}{c_w^2} \left(\frac{75 \cdot \eta}{4}\right)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

In Worten: Das Produkt aus der Flächenbelastung und dem Quadrate der Leistungsbelastung ist dem Werte $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ proportional. Die Änderung von η proportional zu v ist hierbei vernachlässigt worden.[1]) Der Gleichung (3) entspricht die bekannte Gleichung aus der Propellertheorie

$$\left(\frac{P_0}{L_0}\right)^2 \left(\frac{P_0}{F_0}\right) = 2 \frac{\gamma}{g},$$

oder in Worten: Das Produkt aus Flächenausnützung und dem Quadrate der Kraftausnützung ist konstant.

Nimmt man $\eta = 0{,}7$ an, so ergibt sich

$$\frac{G}{N_i} = \frac{c_a^{3/2}}{c_w} \frac{13}{\sqrt{\frac{G}{F}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3a)$$

Der Wert $\frac{c_a^{3/2}}{c_w}$ könnte mit »Beiwert der Leistungsbelastung« und $\frac{1}{c_a^{1/2}}$ mit »Geschwindigkeitsbeiwert der Leistungsbelastung« bezeichnet werden. In Abb. 8 ist die Leistungsbelastung als Funktion der Geschwindigkeit für die Profile 422, L 1 und L 2 dargestellt. Die Kurven 422' und L 2' sind dadurch entstanden, daß im Nenner des Ausdruckes $\frac{c_a^{3/2}}{c_w}$ ein mittlerer Rumpfwiderstand ($c_w = 0{,}03$) berücksichtigt wurde. Aus der graphischen Darstellung ergibt sich folgendes:

I.

Ohne Berücksichtigung des Rumpfwiderstandes.

Beim Anwachsen der Geschwindigkeit über den Schnittpunkt der Kurven 422 und L 2 hinaus ist das geschlossene Profil dem unterteilten L 2 gegenüber hinsichtlich der maximalen Leistungsbelastung um etwa 23 vH überlegen. Der Geschwindigkeitsbeiwert für den Spitzenwert der Leistungsbelastung des geschlossenen Profils ist dabei um 48 vH größer als der des unterteilten Profils. Bildet man das Produkt

$G\,v = T$ (Transportökonomie),

so ist das geschlossene Profil dem unterteilten um 82 vH überlegen.

II.

Mit Berücksichtigung eines mittleren Rumpfwiderstandes.

Die obigen Betrachtungen sind von rein theoretischer Bedeutung, da man praktisch stets mit einem Rumpfwiderstand rechnen muß und andererseits mit Rücksicht auf die Flugsicherheit nicht mit dem Spitzenwert der Leistungsbelastung fliegen kann. Durch Einführung eines mittleren Rumpfwiderstandes ändert sich das Bild vollständig. Der Spitzenwert der Leistungsbelastung übersteigt jetzt beim unterteilten Profil L 2 den Höchstwert des Profils 422 um etwa 6 vH. Aus dem bereits genannten Grunde ist dieser Wert praktisch jedoch nicht erreichbar. Wählt man jedoch beim unterteilten Profil den Spitzenwert a' des geschlossenen Profils, so besteht beim unterteilten Profil die Möglichkeit die Höchstgeschwindigkeit bei konstant bleibender Leistungsbelastung um 9,3 vH zu unterschreiten.

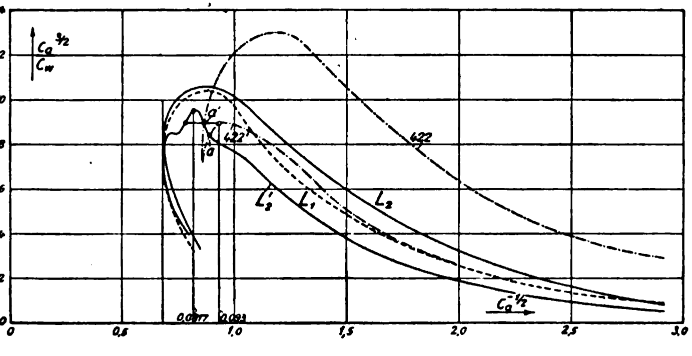


Abb. 8.

Das unterteilte Profil arbeitet demnach günstiger als das geschlossene bei hohen Leistungsbelastungen, hohen Flächenbelastungen und relativ geringen Geschwindigkeiten. Da proportional zur Flächenbelastung die Geschwindigkeit im Gleitfluge aber auch entsprechend wächst, muß vor Anwendung der gefundenen Regel auf ein praktisches Beispiel noch der Einfluß der Unterteilung auf die Gleitgeschwindigkeit untersucht werden.

III.

Die Drosselung der Fluggeschwindigkeit durch die Schlitze.

Die bisherigen Betrachtungen gelten für unterteilte Profile ohne Verschlußeinrichtungen. Es leuchtet ohne weiteres ein, daß sich bei Anwendung einer derartigen Einrichtung die Vorteile beider Profilarten zweckmäßig vereinen lassen. Bei konstanter Leistungsbelastung kann mit Hilfe der Unterteilung eine Drosselung der Fluggeschwindigkeit durch das Öffnen der Schlitze erzielt werden. Die erreichbare Minimalgeschwindigkeit, deren Größe besonders für die Länge des An- und Auslaufs beim Starten und Landen auf engbegrenzten Flugplätzen von Bedeutung ist, wird auf der Abszissenachse durch die vertikale Tangente an die Kurve der Leistungsbelastung abgeschnitten. Im vorliegenden Falle ist eine Drosselung der Geschwindigkeit von etwa 20 vH möglich.

B.

Der Einfluß der Unterteilung auf die Geschwindigkeit im Gleitfluge.

Die Gleitgeschwindigkeit ergibt sich aus

$$v_g = \frac{C}{\varrho^{1/2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

$\frac{1}{\varrho^{1/2}}$ ist der Geschwindigkeitsbeiwert des Gleitfluges.

[1]) Nach Bendemann ist

$$\eta = v \cdot \zeta \sqrt[3]{\frac{\left(1 - \frac{\eta}{\zeta}\right) F \cdot \gamma}{370 \cdot N}}$$

Wirkungsgrad und Gütegrad von Treibschrauben. ZFM 1918.

$$C = \sqrt{\frac{2G \cdot g}{F \cdot \gamma}}$$

und

$$\varrho = \sqrt{c_a^2 + c_w^2}$$

die Länge des Radiusvektors.

Der langsamste Gleitflug darf praktisch mit dem flachstmöglichen gleichgesetzt werden. Bei Berücksichtigung eines mittleren Rumpfwiderstandes $c_w = 0{,}03$ ergibt sich für die drei Hauptformen des Gleitfluges folgendes Bild:

Profil	Bahnneigungswinkel	Anstellwinkel	$\left(\frac{1}{\varrho^{1/2}}\right)$ min
422	6° 10′	+ 1,2°	1,20
L 1	7° 30′	+ 8,6°	0,96

Verzögerung = 20 vH

a) Schnellster Gleitflug

Profil	Bahnneigungswinkel	Anstellwinkel	$\left(\frac{1}{\varrho^{1/2}}\right)$ min
422	14° 50′	− 5,8°	2,26
L 1	43° 20′	− 4°	3,02

Beschleunigung = 33 1/3 vH.

b) Senkrechter Sturzflug.

Profil	Bahnneigungswinkel	Anstellwinkel	$\left(\frac{1}{\varrho^{1/2}}\right)$ min
422	90°	− 10°	3,16
L 1	90°	− 5,2°	3,44

Beschleunigung = 8,9 vH.

Die Bedeutung der Verminderung der Gleitgeschwindigkeit für die Wirtschaftlichkeit des Fluges erhellt am besten aus der Betrachtung eines praktischen Beispiels. Es seien die folgenden Daten zugrunde gelegt:

Normales Gesamtgewicht des Flugzeuges im Mittel . . . . $G = 650$ kg
Normale Motorleistung am Boden . $N = 115$ PS
Größe der Tragfläche . . . . . $F = 15{,}1$ m²
Leistungsbelastung . . . . . . $\frac{G}{N} = 5{,}65$ kg
Flächenbelastung . . . . $\frac{G}{F} = 43$ kg
Wirkungsgrad der Luftschrauben . $\eta = 0{,}7$

Die Untersuchung soll sich auf drei Fälle erstrecken.

Fall 1. Das Flugzeug besitzt als Flächenprofil das Normalprofil 422.

a) Gemäß Gleichung 3a ergibt sich für den Beiwert der Leistungsbelastung 5,65

$$\frac{c_a^{3/2}}{c_w} = 2{,}84.$$

Die zugeordnete Höchstgeschwindigkeit beträgt nach Gleichung (2)

$$v_{max} = 180 \text{ km/h}.$$

Das Produkt $T = G \cdot v$ erreicht hierbei den Wert

$$T = 116900 \text{ kg} \cdot \text{km/h}.$$

Die Geschwindigkeit im flachsten Gleitfluge beträgt gemäß Gleichung (4) für $\gamma = \gamma_0 = 1{,}244$

$$v_{g\,min} = 31{,}4 \text{ m/s}.$$

b) Bei Verdoppelung der Flächenbelastung ergeben sich folgende Werte

$$\frac{G}{N} = 11{,}3 \text{ kg/PS}$$

$$\frac{G}{F} = 86 \text{ kg/m}^2.$$

Der Beiwert der Leistungsbelastung beträgt jetzt

$$\frac{c_a^{3/2}}{c_w} \sim 8.$$

Aus dem Diagramm Nr. 8 ergibt sich, daß für diese Werte beide Profile hinsichtlich des Spielraums zwischen kritischer und Höchstgeschwindigkeit annähernd gleichberechtigt sind. Bei dieser Leistungsbelastung ergibt sich

$$v_{max} = 43 \text{ m/s} = 155 \text{ km/h}.$$

Die Gleitgeschwindigkeit erhöht sich jedoch auf den Wert

$$v_{g\,min} = 44{,}1 \text{ m/s}.$$

eine derartige hohe Geschwindigkeit im flachsten Gleitflug ist natürlich für die Praxis ausgeschlossen.

Fall 2.

a) Das Flugzeug besitzt eine Flächenunterteilung ohne Schlitzverschluß. Es sei wiederum

$$\frac{G}{N} = 11{,}3 \text{ kg/PS} \qquad \frac{G}{F} = 86 \text{ kg/m}^2$$

Die erreichbare Höchstgeschwindigkeit ergibt sich zu

$$v_{max} = 35 \text{ m/s} = 125 \text{ km/h}$$

und

$$T = 162500 \text{ kg} \cdot \text{km/h, also}$$

etwa 39 vH mehr als im Falle 1a)

$$v_{g\,min} = 35{,}4 \text{ m/s}.$$

Die Gleitgeschwindigkeit ist also nur um ein geringes größer als im analogen Falle des geschlossenen Profils.

b) Setzt man zur Bedingung, daß das Flugzeug die gleiche Gleitgeschwindigkeit erreichen soll, wie das Vergleichsflugzeug mit nicht unterteiltem Flächenprofil und einer Flächenbelastung von 43 kg/m², also

$$v_{g\,min} = 31{,}4 \text{ m/s},$$

dann kann die Flächenbelastung beim unterteiltem Profil auf

$$\frac{G}{F} = 67 \text{ kg/qm}$$

und die Leistungsbelastung auf

$$\frac{G}{N} = 8{,}25 \text{ kg/PS}$$

erhöht werden.

Dem entspricht ein Beiwert der Leistungsbelastung von 5,2. Der Geschwindigkeitsbeiwert beträgt hierfür 1,29, dementsprechend

$$v_{max} = 42 \text{ m/s} = 151 \text{ km/h und}$$

$$T = 152500 \text{ kg} \cdot \text{km/h}.$$

Gegenüber dem Ergebnis im Fall 1a ist also eine Erhöhung der Transportökonomie von etwa 30 vH eingetreten. Die unterteilte Tragfläche ist also auch ohne Schlitzverschluß zur Erhöhung der Rentabilität des Fluges geeignet.

Die kritische Geschwindigkeit liegt in diesem Falle bei

$$v_{min} = 23{,}4 \text{ m/s} = 84{,}5 \text{ km/h}.$$

Der Abstand der beiden Grenzgeschwindigkeiten ist also reichlich groß.

Fall 3.

Es sollen die gleichen Bedingungen gelten, wie im vorhergehenden Fall. Die unterteilte Tragfläche soll jedoch mit einer Verschlußeinrichtung versehen sein, wobei angenommen wird, daß dadurch die gleichen Bedingungen wie bei einem vollkommen geschlossenen Profil erreicht werden können. Es sind dann

$$v_g = 31{,}4 \text{ m/s}$$

$$v_{max} = 180 \text{ km/h}$$

$$T = 182000 \text{ kg} \cdot \text{km/h},$$

also 56 vH mehr als im Falle 1a.

C.

Der Einfluß auf Gipfelhöhe, Steiggeschwindigkeit und Wendigkeit.

Die Gipfelhöhe z_g einer Maschine ergibt sich nach Kann zu

$$z_g = 1280 \log \left[358 \frac{\left(\frac{c\,a^3}{c\,w^2}\right)_{max} \eta^2}{\left(\frac{G}{n_0}\right)^2 \cdot \left(\frac{G}{F}\right)} \right].$$

Wenn Leistungsbelastung, Flächenbelastung, Schraubenwirkungsgrad und Rumpfwiderstand ihrer Größe nach vorgegeben sind, spielt also lediglich der Wert

$$(c\,a^3/c\,w^2)_{max}$$

eine entscheidende Rolle. Im Diagramm Abb. 9 ist dieser Wert als Funktion des Anstellwinkels aufgetragen. Die Kurven

422′ und $L\,2'$ sind unter Berücksichtigung eines mittleren Rumpfwiderstandes gewonnen worden, während die übrigen Kurven den Verlauf der Werte für die Tragflächen allein zeigen. Es ergibt sich also praktisch eine Überlegenheit des unterteilten Profils hinsichtlich der erreichbaren Gipfelhöhe

Abb. 9.

und damit auch der Steiggeschwindigkeit, da alle Faktoren, die die Gipfelhöhe verbessern, auch die Steigzeit verringern.

Der Radius der engstmöglichsten Kurve kann praktisch mit dem Radius der Kurve gleichgesetzt werden, die mit dem Anstellwinkel der Gipfelhöhe geflogen wird. Es ist daher

$$r_{\min} = \frac{v^2}{g\sqrt{\left(\frac{\gamma_0}{\gamma g}\right)^2 - 1}}$$

der Radius der praktisch engstmöglichen Kurve.

Auch in bezug auf Wendigkeit ist daher das unterteilte Profil dem geschlossenen überlegen.

D.

Die Bedeutung für die Längsstabilität.

Die Gefahr des Überziehens wird beim unterteilten Profil geringer. Es eignet sich aus diesem Grunde besonders für Schulflugzeuge allein schon deshalb, weil sich dem Flugschüler Steuerfehler infolge des steileren Anstellwinkels in gröberer Weise bemerkbar machen werden als bisher. Dadurch bietet sich vielleicht ein Mittel, ein Hauptgefahrenmoment, welches das Erlernen des Fliegens einschließt, herabzusetzen.

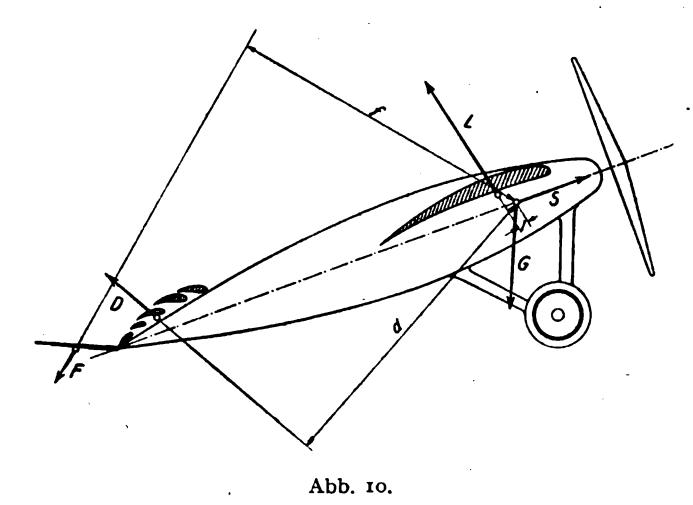


Abb. 10.

Unter Voraussetzung eines Schlitzverschlusses ließe sich etwa auch folgende Einrichtung treffen. Eine Masse steht mit dem Hebel, der den Verschluß betätigt, unter Zwischenschaltung entsprechend starker Federn derart in Verbindung, daß sie bei plötzlicher, gefährlicher Verzögerung der Fluggeschwindigkeit auf Grund ihrer Trägheit vorschnellt und die Schlitze öffnet.

Oder man ordnet als horizontale Dämpfungsflosse eine mehrfach unterteilte Fläche tragend an, während die Haupttragfläche entweder nicht unterteilt oder schwächer unterteilt gedacht ist (Abb. 10). Beim Überziehen der Maschine nimmt einerseits der Auftrieb der Dämpfungsflosse in relativ stärkerem Maße zu als der der Haupttragfläche, andererseits wandert auch der Druckmittelpunkt der Dämpfungsflosse in stärkerem Maße nach hinten. Es tritt also ein rückdrehendes Moment auf. Ein Gleichgewichtszustand wird erreicht, wenn die Summe aller Momente, aller Horizontal- und aller Vertikalkomponenten gleich Null wird, das heißt wenn

$$L \cdot l + D \cdot d - F \cdot f = 0$$

$$S \mathbin{+\!\!\!>} L \mathbin{+\!\!\!>} D \mathbin{+\!\!\!>} F = 0.$$

E.

Die Eignung des unterteilten Profils für den Segelflug.

Angesichts der Aktualität des Segelflugproblems ist es von besonderem Interesse, die Eignung des unterteilten Profils für diese Flugart zu untersuchen.

Bei Annahme eines aufsteigenden Windstroms kann der Segelflug als Gleitflug mit überlagerter Windgeschwindigkeit angesehen werden. Der horizontale Segelflug ist möglich, wenn die Resultierende v_s aus Windgeschwindigkeit v_w und Gleitgeschwindigkeit v_g in die Horizontale fällt. (Abb. 11). Die Gleich-

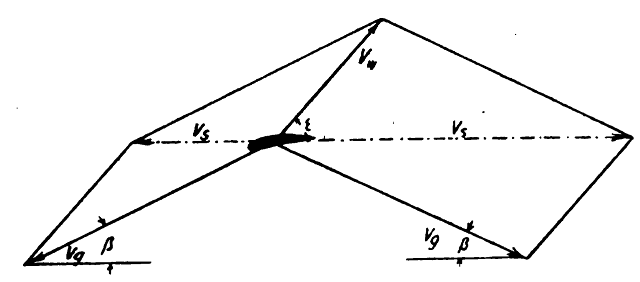


Abb. 11.

gewichtsbedingung für den horizontalen Segelflug lautet:

$$\frac{v_w}{v_g} = \frac{\sin\beta}{\sin\varepsilon}$$

wobei

β = Bahnneigungswinkel des Gleitfluges

ε = Windsteigung.

Durch Einsetzen der im Abschnitt B gewonnenen Werte für den praktisch möglichen langsamsten Gleitflug ergibt sich, daß das unterteilte Profil hinsichtlich des Bedarfs an Windgeschwindigkeit geringere Anforderungen stellt als das geschlossene, vorausgesetzt, daß die Windsteigung den Wert von β des unterteilten Profils überwiegt und Flächenbelastung und Rumpfwiderstand in beiden Fällen gleich sind.

Für eine gegebene Windsteigung

$$\varepsilon = 15^0$$

ergeben sich folgende Mindestwindstärken

a) Profil 422

$$v_{w1} = \frac{v_g \cdot \sin\beta}{\sin\varepsilon} = 0{,}499$$

b) Profil L 1

$$v_{w2} = 0{,}485.$$

Das Profil $L\,1$ steht also hinsichtlich des Bedarfs an Windgeschwindigkeit um etwa 3 vH günstiger. Die beiden Profile sind also in dieser Hinsicht praktisch annähernd gleichberechtigt, vorausgesetzt, daß es nicht gelingt, die unterteilte Profilform in dieser Richtung weiter zu vervollkommnen.

Versuche mit Spaltflügeln.

Von R. Katzmayr und L. Kirste in Wien.

Vor etwa Jahresfrist tauchten die ersten Meldungen über einen neuen Flügel der englischen Firma Handley Page auf, der sich durch bedeutend größeren Auftrieb bei gegebener Geschwindigkeit auszeichnen sollte. Den spärlichen Mitteilungen zufolge[1]), die bis jetzt erschienen sind, wurde zuerst eine Anordnung nach Abb. 1 erprobt, d. h. es wurde vor dem eigentlichen Flügel ein schmaler Hilfsflügel angebracht, so daß ein Spalt entstand. Später wurden mehrfache Anordnungen solcher Hilfsflügel versucht (Abb. 2) und schließlich die Auflösung des ganzen Flügels in eine »Jalousie« (Abb. 3). Die Versuche wurden teils im Windstrom, teils am Flugzeug vorgenommen. Den Angaben zufolge ließ sich durch Anbringung eines Hilfsflügels der Auftrieb bis um 60 vH steigern, bei Anordnung mehrerer um das entsprechende Vielfache davon.

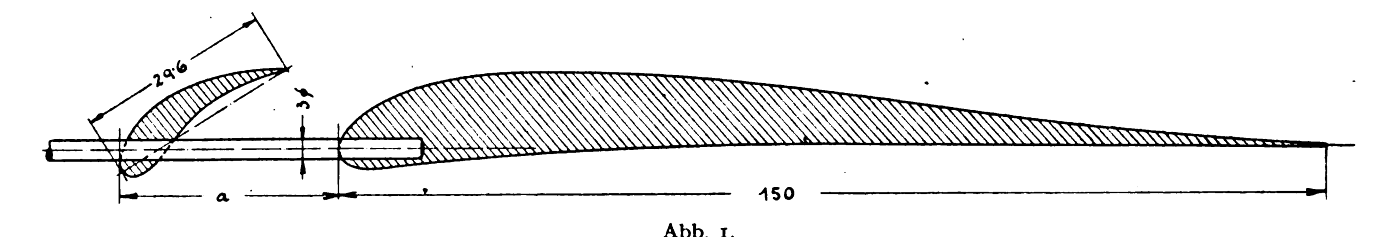


Abb. 1.

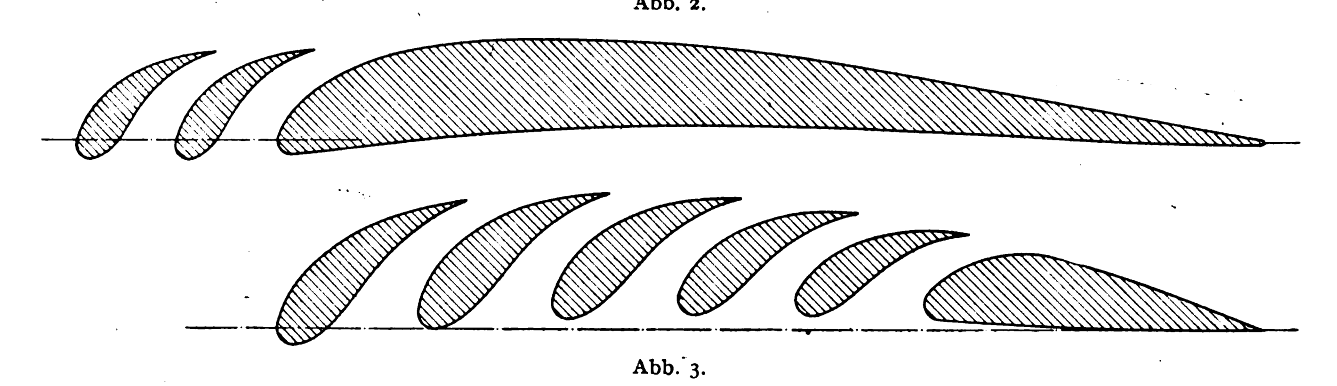


Abb. 2.

Abb. 3.

Die theoretische Begründung einer solchen Auftriebsvergrößerung wurde bereits in verschiedener Weise versucht[2]). Der einen Theorie zufolge vergrößert der Spalt hinter dem Hilfsflügel infolge einer Art »Venturiwirkung« den Unterdruck über dem Flügelvorderteil, nach der andern wird das Gebiet des starken Unterdrucks weiter nach hinten ausgedehnt.

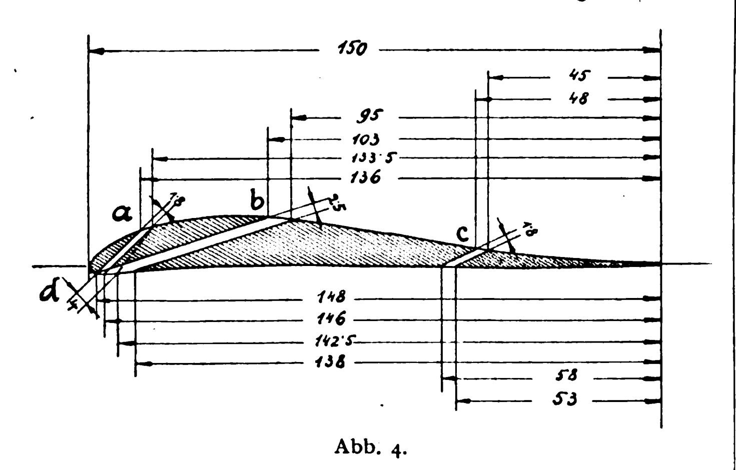


Abb. 4.

Um die bisherigen Veröffentlichungen zu überprüfen und auch einen Überblick über die bei Spaltflügeln auftretenden Erscheinungen zu gewinnen, wurden im Aeromechanischen Laboratorium der Technischen Hochschule in Wien bisher zwei einschlägige Versuchsreihen abgeführt.

Zuerst wurde ein vorhandener Flügel vom Normalformat 900 × 150 mm und der in Abb. 4 wiedergegebenen Profilform angeblasen. Die Versuche wurden bei einem Staudruck $p = 20$ mm WS ausgeführt und erstreckten sich im allgemeinen über einen Anstellwinkelbereich von 0° bis 27°. Gemessen wurden Auftrieb, Rücktrieb und als Kontrolle die Gleitzahl ε für Winkeländerungen von 3° zu 3°; fallweise, insbesondere bei den großen Winkeln, wurden die Messungen von Grad zu Grad ausgeführt. In den Schaubildern sind die auf »Einheitswerte« umgerechneten Meßergebnisse eingetragen. Die für die Berechnung dieser Einheitswerte, ${}^cA = A/F \cdot p$ und ${}^cW = W/F \cdot p$, maßgebende Fläche F des Modellflügels wurde aus dem Produkt von Spannweite und Gesamtflügeltiefe ohne Rücksicht auf angebrachte Spalte bestimmt.[1])

Zunächst wurde der unverletzte Flügel angeblasen, sodann mittels einer Kreissäge die in der Abbildung dargestellten Schnitte eingearbeitet und neuerlich angeblasen. Die Sägeschnitte durchtrennten das Profil von der Ober- zur Unterseite, es blieben nur an den Flügelrändern und in ca. ⅓ der Spannweite schmale Stege stehen. Die Spalte seien in der Folge mit a, b, c bezeichnet. Spalt a und c waren gleich breit (1,8 mm), Spalt b hatte 2,5 mm Breite. Der Spalt a wurde später derart an der Flügelunterseite erweitert, daß sein Querschnitt keilförmige Gestalt erhielt, wie dies Abb. 4 zeigt. Die Ein- und Austrittsöffnungen der Spalte liegen parallel zur Flügelvorderkante. Erprobt wurden sämtliche Variationen der drei Spalte bis auf die Kombinationen von d mit b und c.

Der Vergleich der in den Abb. 5 und 6 wiedergegebenen Polaren und in der Zahlentafel 1 eingeschriebenen Einheitswerte ergibt:

Zahlentafel 1.

α^0	unverletzter Flügel			Flügel mit Spalt: c		
	$100 \cdot {}^cA$	$100 \cdot {}^cW$	$1000\ \varepsilon$	$100 \cdot {}^cA$	$100 \cdot {}^cW$	$1000\ \varepsilon$
0	17,8	2,44	132	17,4	2,44	140
3	34,4	2,48	72	34,8	2,56	73,5
6	53,6	3,44	64	54,8	3,63	66,5
9	73,0	5,22	71,5	75,5	5,55	73,5
12	92,5	7,89	85	94,7	8,11	85,5
15	107,7	12,2	113	111,0	12,2	109
18	112,0	18,0	161	116,7	18,1	155
21	114,3	24,2	222	118,1	24,5	207
22	114,8	—	—	118,1	26,8	227
23	114,3	—	—	—	—	—

[1]) Flight 1920, S. 1123; ferner L'Aérophile 1920, S. 333.
[2]) Luftfahrt 1920, S. 175.

[1]) Die österreichische Bezeichnungsart: ${}^cA$, ${}^cW$, . . . ist gleichbedeutend mit der deutschen: C_a, C_w, ...



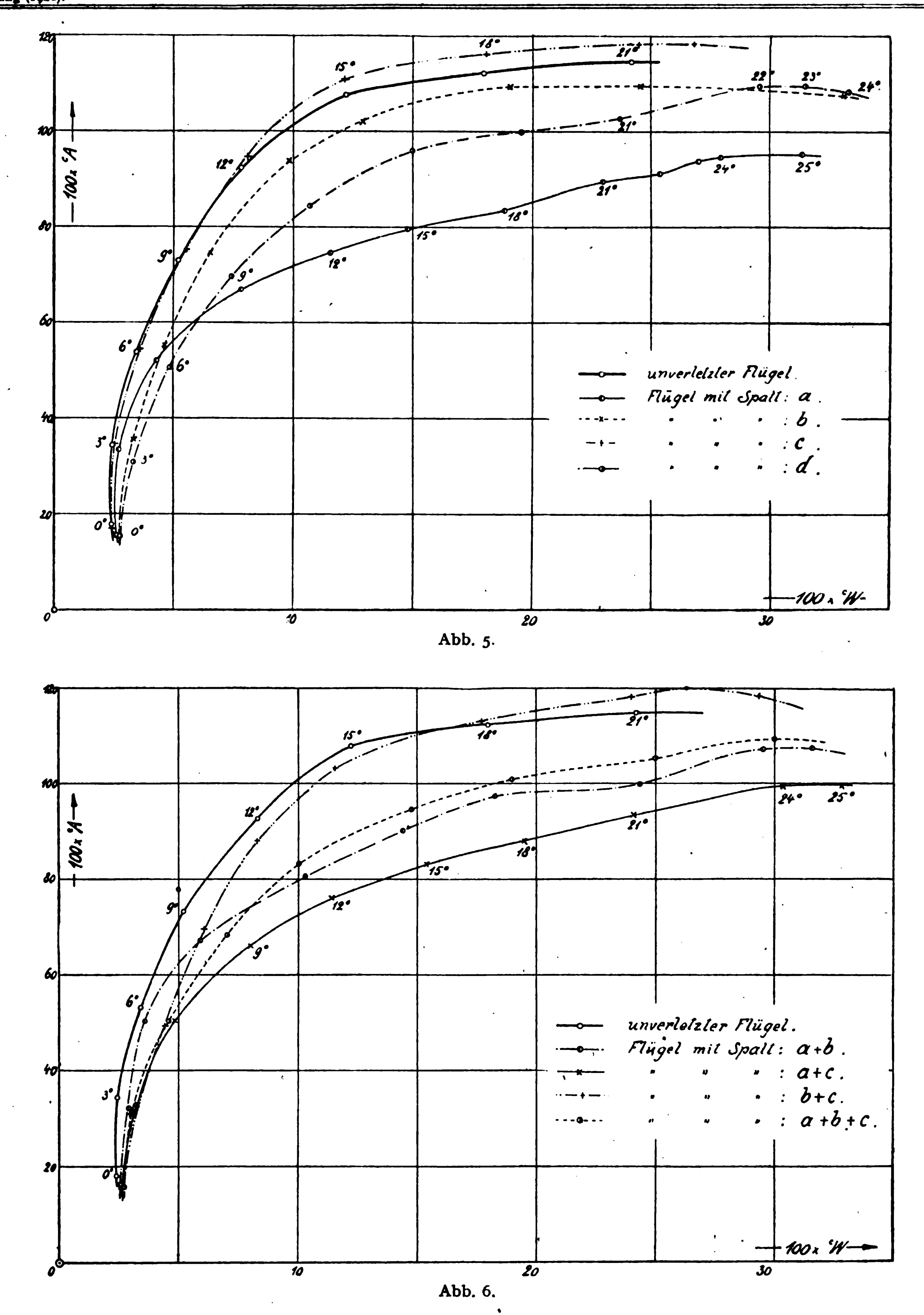


Abb. 5.

Abb. 6.

Ist nur der Spalt *a* offen, so tritt eine wesentliche Verminderung der Auftriebswerte bei gleichzeitiger Steigerung der zugehörigen Rücktriebe ein. Für Spalt *b* allein ergibt sich gleichfalls eine Verschlechterung der Auf- und Rücktriebe, wenngleich in bedeutend geringerem Maße. Die Wirkung des Spaltes *c* allein ist hingegen günstig, denn die Auftriebswerte sind größer als für den unverletzten Flügel, und es bleiben die Rücktriebe unverändert. Das Anwachsen des Auftriebs zeigt sich schon bei kleinen Anstellwinkeln, nimmt jedoch erst von 12° an merklich zu.

Die Kombinationen der drei Spalte ergaben zunächst für zwei Spalte folgendes: 1. Für das Spaltpaar *a* und *b* eine Verminderung sowohl des Auftriebs als auch des Rücktriebs, desgleichen 2. für das Spaltpaar *a* und *c*, aber in verstärktem Maße. 3. Für das Spaltpaar *b* und *c* zeigen die Meßwerte zunächst ein sehr starkes Anwachsen der Rücktriebe für den Anstellwinkelbereich bis etwa 12°, bei gleichzeitigem Sinken der zugehörigen Auftriebswerte, während ab 18° die Auftriebe stetig zunehmen, so daß ab 18° eine Verbesserung gegenüber dem unverletzten Flügel zu verzeichnen ist. Diese Erscheinung ist auf die günstige Wirkung des Spaltes *c* zurückzuführen. Aus den Diagrammen kann weiter entnommen werden, daß die Meßergebnisse für die Spaltpaare aus denen für die Einzelspalte durch arithmetische Summierung gefunden

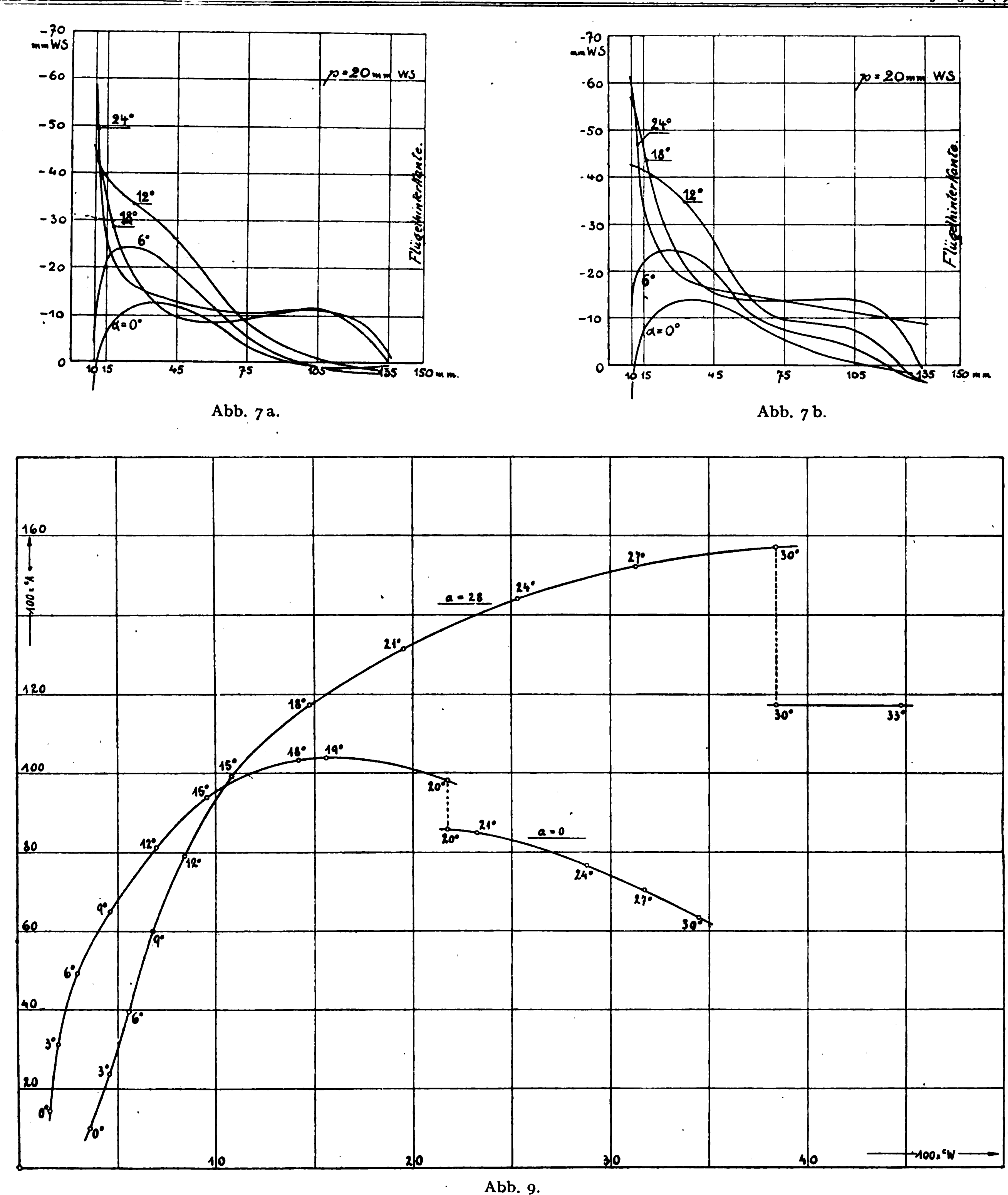


Abb. 7a. Abb. 7b.

Abb. 9.

werden können, mithin keine gegenseitige Beeinflussung der Spalte stattfindet. Dies gilt auch für den Fall, daß alle drei Spalte offen sind, wie dies Abb. 6 zeigt.

Die Wirkung des düsenförmigen Spaltes *d* ist insofern interessant, als hierbei die Ergebnisse für die Auftriebe ab einem Anstellwinkel von ca. 8° gegenüber denen für den parallel begrenzten Spalt *a* verbessert sind, ohne jedoch die Werte für den mittleren Spalt *b* zu erreichen.

Zur Klärung der Frage, in welcher Weise die Spalte die Druckverteilung am Flügel beeinflussen, wurden in Mitte der Spannweite an sechs in der Abb. 7 gekennzeichneten Stellen des Flügelprofils der statische Druck auf die Flügeloberseite für verschiedene Anstellwinkel gemessen. Das Ergebnis ist in Abb. 7a für den unverletzten und in Abb. 7b für den mit dem Spalt *c* versehenen Flügel wiedergegeben. Es zeigt sich mithin, daß durch die Zuleitung des Überdrucks auf die Flügeloberseite besonders bei den großen Anstellwinkeln eine Vergrößerung des Unterdrucks in der hinteren Flügelhälfte eintritt, der Überdruck auf der Unterseite nimmt hierbei nur ganz wenig ab.

Eine zweite Versuchsreihe wurde mit einer Flügelkombination angestellt, mit den in Abb. 1 wiedergegebenen Profilformen. Die Verbindung des Zusatzflügels mit dem Hauptflügel erfolgte durch fünf Stahlstäbe. Durch Verschieben des Hilfsflügels auf diesen Stäben wurde die Entfernung *a* zwischen 8 mm (Anliegen) und 40 mm verändert. Angeblasen wurde wieder bei $p = 20$ mm WS; Kontrollen bei $p = 30$ mm und 40 mm WS zeigten nur die übliche Verminderung des Einheitsrücktriebs, auch Turbulentmachen des Strahles durch ein Netz mit 5 cm Maschenweite hatte keinen wesentlichen Einfluß. Als Fläche für die Berechnung der Einheitswerte wurde das Produkt aus Spannweite und Summe der beiden

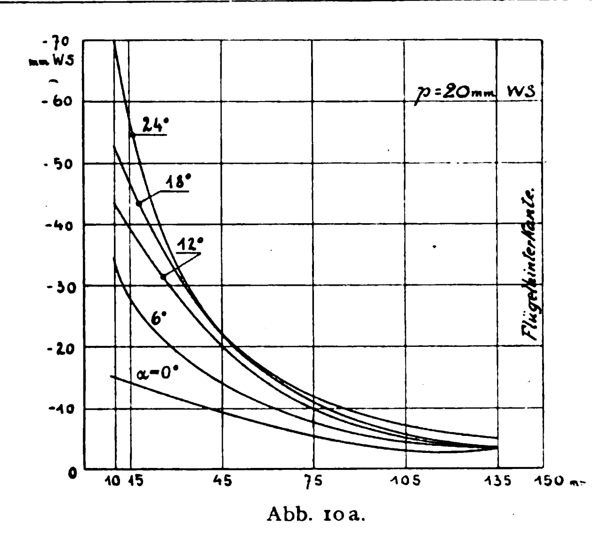


Abb. 10 a.

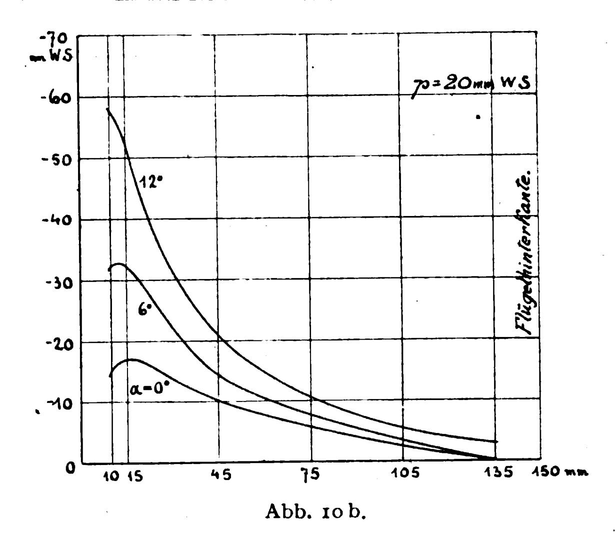


Abb. 10 b.

Flügeltiefen, $F = 0{,}900 \cdot (0{,}150 + 0{,}0296) = 0{,}1617$ m², eingeführt.

Die größte Steigerung des Größtauftriebs ergab sich, wie Abb. 8 zeigt, bei $a = 28$ mm. Für diesen Fall und für den Flügel allein sind in Abb. 9 die beiden Polaren und in Zahlentafel 3 die zugehörigen Werte wiedergegeben. Man sieht,

Zahlentafel 2.

α^0	$a = 0$ mm			$a = 28$ mm		
	$100 \cdot c_A$	$100 \cdot c_W$	$1000 \cdot \varepsilon$	$100 \cdot c_A$	$100 \cdot c_W$	$1000 \cdot \varepsilon$
0	14,6	1,55	106	10,2	3,6	—
3	31,4	2,01	64	23,8	4,6	194
6	48,9	2,94	60	39,6	5,6	141
9	65	4,65	72	57	6,5	114
12	81	7,0	86	79	8,4	106
15	94	9,6	102	99	10,8	110
18	103	14,2	139	117	14,8	126
19	104	16,3	157	—	—	—
20	97|85	21,7	224|255	—	—	—
21	84	23,2	276	131	19,5	150
24	76	28,8	—	144	25,3	176
27	70	—	—	152	31,3	206
30	63	—	—	157|117	38,4	245|330
33	—	—	—	117	44,8	380

daß bei kleinen Winkeln die Auftriebe sogar verschlechtert werden, erst über 12° zeigt sich eine deutliche Zunahme. Die Gleitzahlen sind für alle Stellungen des Hilfsflügels bedeutend schlechter, wie dies auch Abb. 8 dartut.

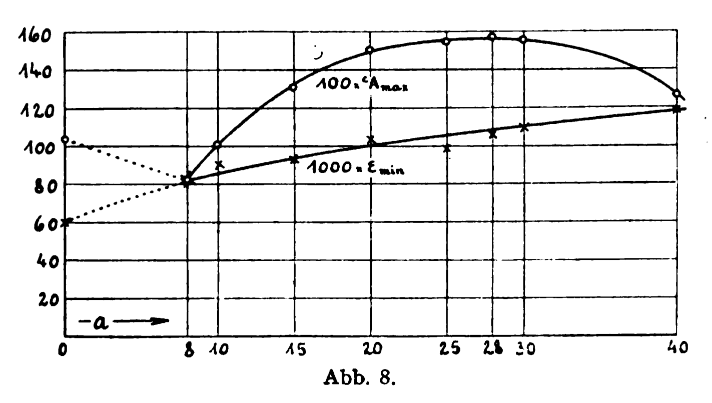


Abb. 8.

Um nun die Frage zu klären, wie die Vergrößerung des Auftriebs zustande kommt, wurde gleich wie bei der ersten Versuchsreihe die Druckverteilung für den Flügel allein und für die Stellung $a = 28$ mm nach Abb. 10a und 10b gemessen. Eine weitere Erstreckung des Unterdruckbereichs nach hinten ist nicht zu bemerken, nur eine Verstärkung über dem Flügelvorderteil.

Das Endergebnis der beiden Versuchsreihen ist daher: Die Wirkung des »Hilfsflügels« ist eine ganz andere als die der Spalte, wie ein Vergleich der Diagramme lehrt. Mit beiden Hilfsmitteln läßt sich eine Verbesserung der Auftriebswerte erzielen, durch den Hilfsflügel allerdings in weit stärkerem Maße; während dieser aber die Gleitzahlen bedeutend verschlechtert, werden sie durch einen Spalt am Hinterende (c) sogar verbessert.

Buchbesprechungen.

Die Werkzeugmaschinen für Metallbearbeitung. Von Prof. Hermann Wilda. I. Die Mechanismen der Werkzeugmaschinen — Die Drehbänke — Die Fräsmaschinen. Mit 339 Abbildungen. Zweite vermehrte, neubearbeitete Auflage. Berlin und Leipzig, Vereinigung wissenschaftlicher Verleger, Walter de Gruyter & Co. 1921. Preis M. 2,10 und 100 vH.

Wie aus dem Titel ersichtlich, ist das kleine Büchlein der Sammlung Göschen, immerhin aber doch mit seinen 152 Seiten, der erste Teil einer Reihe, die den Gesamttitel erschöpfen soll. Wer das große Gebiet der Werkzeugmaschinen mit seinem großen Aufschwung der letzten Jahre kennt, hält es beinahe für unmöglich, dieses Gebiet in einigermaßen brauchbarer Form in den engen Umfang dieser Einzelausgaben zu pressen. Es gehört eine gute Übersicht und erfahrene Beurteilung dieses Gebietes dazu, verbunden mit einem gewissen pädagogischen Talent hier eine Auswahl zu treffen, die den Zweck dieser Bücher erreicht. Selbst die Beschränkung auf die drei Gebiete, Mechanismen der Werkzeugmaschinen, Drehbänke und Fräsmaschinen, genügt mehr als reichlich, den Band so zu füllen, daß der Halblaie, für den eigentlich derartige Ausgaben gedacht sind, ein richtiges Urteil über das Wesen dieser Gebiete erhalten kann. Dem entspricht auch die große Anzahl Abbildungen, die in wohlberechneter Weise größtenteils Strichzeichnungen sind und zum großen Teil sehr gut und klar den Inhalt vor Augen führen. Anderseits kommen Abbildungen vor, wie Abb. 180, die durch schlechte Umzeichnung und wahrscheinlich zu starke Verkleinerung im Druck unbrauchbar geworden sind. Der erste Abschnitt gliedert sich nach einer kurzen Einleitung in vier Teile, Antrieb der Werkzeugmaschinen, Hauptbewegung, Arbeitsbewegung, Schalt- und Vorschubmechanismen. Der Aufbau und die systematische Anordnung des Stoffes ist sehr gut und gibt in kurzer Zeit den gewünschten Überblick, der noch durch richtige Auswahl der Schriftform und -Größe sehr erleichtert wird. Nur dort, wo Konstruktionszeichnungen durch schematische Skizzen ersetzt werden, z. B. auf S. 33 erhält man falsche Vorstellungen über die Brauchbarkeit, bzw. die Möglichkeit einer richtigen konstruktiven Durchbildung. Anderseits wird zufällig gerade nebeneinander, Abb. 85 und 86/87, die starke Verkleinerung eines Antriebes und die unverhältnismäßig große Abbildung eines Details störend auf deren beiderseitigen Wert als Konstruktionsteil wirken. Aber wie gesagt, dies sind einzelne Fälle, die in der guten sonstigen Anordnung beinahe verschwinden.

Die Einteilung der beiden nächsten Abschnitte geht nach dem Verwendungsbereich der Maschinen und enthält eine überraschende Materialmenge in dem kleinen Raum aufgespeichert und sehr gut bearbeitet. Es sind zwar nicht unsere besten Konstruktionen gebracht, wenn auch nur gute Firmen aufgenommen worden sind, doch glaube ich, hätten bei einer derartigen Raumbeschränkung gerade nur die allerersten Konstruktionen als Hauptbilder erscheinen dürfen.

Doch erscheinen die Zusammenstellungsbilder nur als Einleitung der Besprechung, während die einzelnen Konstruktionselemente in vergleichenden Zusammenstellungen verschiedener Bauarten nebeneinander sehr übersichtlich gebracht werden, z. B. Abb. 143—151 Reitstockkonstruktionen, 204a—g verschiedene Bettformen usw.



Wo der Stoff zu sehr in das Gebiet der Sonderbauarten gelangt, z. B. Kopierfräsmaschinen, begnügt sich der Verfasser in richtiger Beschränkung des Stoffes mit grundsätzlichen Darstellungen.

Im ganzen liegt aber eine sehr gute Arbeit vor, aus der auch der Fachmann für schnelles Nachschlagen genug schöpfen kann, so daß dem Büchlein sein Wert in der Reihe der fachwissenschaftlichen Bücher wohl gewahrt bleibt.

Dr. Kurrein, Charlottenburg.

Der heutige Stand der Schmierungsfrage von Gümbel, und **Zur numerischen Integration gewöhnlicher Differentialgleichungen I. und II. Ordnung** von G. Duffing. Forschungshefte auf dem Gebiete des Ingenieurwesens (Heft 224). Berlin 1920, Verlag des Vereines deutscher Ingenieure. Kommissionsverlag J. Springer. Gr. 8⁰. S. 3 bis 27 mit 16 Abb., bzw. S. 29 bis 50 mit 8 Abb. und einer Tafel der Näherungsformeln. Preis geheftet M. 7,50.

Das Forschungsheft bringt zwei Vorträge von Mitgliedern des Ausschusses für technische Mechanik des Berliner Bezirksvereines deutscher Ingenieure, die gelegentlich der Ingenieurvereinstagung bzw. am 28. Oktober 1919 gehalten wurden.

Der erste behandelt die Reibung in zähen Flüssigkeiten im Gegensatz zur trocknen und halbflüssigen Reibung. Die Betrachtungen gehen aus von der parabolischen Geschwindigkeitsverteilung zwischen zwei parallelen Wänden, die vor allem durch Verschiebung der Platten in Richtung ihrer Ebene bei schwacher Neigung der einen gegen die andere erzielt werden kann.

Ein solcher Schmierungskeil wird nun gewissermaßen um ein Zapfenlager herumgebogen und die Druckverteilung abhängig von der Dicke der Schmierschicht berechnet. Auf Grund dieser Erkenntnisse, die wegen der Übertragung vom Keil auf die Sichelform und weiter wegen der beschränkten Lagerbreite jedenfalls nicht streng der Größe nach, wohl aber der Art nach richtig sind und in ihren Folgerungen sogar mit Versuchen übereinstimmen, werden Schlüsse auf die richtige Lage der Schmiernuten gezogen. Ebene parallele Flächen werden durch keilförmige Ansätze geeignet zur Druckübertragung.

Für die Schmierfähigkeit eines Öles gibt der Zusammenhang zwischen Zähigkeit und Temperatur den Ausschlag. Für ihn wird die Poiseuillesche Beziehung, eine Parabel, verwendet und auf eine einfache, anschauliche Form gebracht. Ferner wird ein verbessertes Viskosimeter mit einem engen Spalt zwischen zwei Platten angegeben. Den Schluß der reichhaltigen Arbeit bilden Betrachtungen über den »Ausklinkzustand« beim Übergang zur flüssigen Reibung und über den geringen Einfluß der Oberflächenkräfte.

Daran schließt sich eine rege Aussprache.

Duffing behandelt eine Frage der praktischen Mathematik. Er betont zunächst die Vorzüge der rechnerischen Gleichungsauflösung vor der zeichnerischen. Das Verfahren zum Auflösen gewisser Differentialgleichungen beruht darauf, daß die unbekannte lösende Funktion durch einen Parabelbogen angenähert wird, der im Ausgangspunkt die bekannte Ordinate und Tangentenneigung der gesuchten Kurve hat, dessen Flächeninhalt sich nach einer einfachen Näherungsformel leicht berechnen läßt. Einsetzen in die vorgelegte Gleichung gibt die gesuchte Ordinate für das Ende des ersten Intervalles, und so geht es Schritt für Schritt weiter. Die Genauigkeit, die in den Zahlenbeispielen selbst mit großen Intervallen erzielt werden kann, ist verblüffend. Auf einige bemerkenswerte analytisch-geometrische Nebenergebnisse sei wenigstens hingewiesen. Drei Anhänge enthalten die mathematischen Hilfsmittel.

Diese kurze Inhaltsangabe des Forschungsheftes macht alle Lobreden überflüssig! Everling.

Robert Desmons, L'Aviation Coloniale. Paris 1920. Librairie Aéronautique. 8⁰. 47 S. mit 2 Abb. Preis Fr. 2.

Der Verfasser versucht in dem Heftchen, das mit einem Geleitwort von Espitallier in die Welt hinausgesandt wird, den Nachweis, daß sowohl für Forschungszwecke als auch für den Verkehr in den überseeischen Kolonien Frankreichs das Flugzeug das gegebene Mittel wäre. Soweit es sich um eine Landesaufnahme, um Forschungsflüge sowie um den Luftpostdienst handelt, kann man den Beweisgründen des Verfassers vollkommen beipflichten. Ebenso spricht kaum etwas gegen die Ansicht des Verfassers, daß eine Flugverkehrslinie durch ein unerschlossenes, aber entwicklungsfähiges Kolonialgebiet dessen Erschließung außerordentlich befördern würde. Die Beweisführung des Verfassers versagt aber vollständig, sobald er die Wirtschaftlichkeit eines kolonialen Luftverkehrs feststellen will. Schon die Annahmen, von denen er mangels geeigneten Zahlenmateriales ausgeht, sind unhaltbar. Er berechnet die Wirtschaftlichkeit und die Transportkosten eines 5,0 Tonnen-Flugzeuges mit 500 PS motorischer Leistung (10 kg/PS, 25 kg/m²), das bei 2,5 t Nutzlast, wovon 0,5 t für Führer, Flugwart und Betriebsstoffe abgehen, täglich in zwei fünfstündigen Flügen 1200 km zurücklegt. Ganz abgesehen davon, daß der Verfasser den Einheits-Benzinverbrauch mit 180 g/PSh sicherlich weit zu niedrig einschätzt und überdies bei diesem Einheitsbenzinverbrauch in fünf Stunden bereits 0,44 t (720er Benzin angenommen) Gewicht erfordern würden, sich also Führer, Motorwart und Oelvorrat zusammen mit nicht mehr als 60 kg begnügen müßten — ganz abgesehen davon, erscheint es nach den bis heute vorliegenden Erfahrungen vollkommen ausgeschlossen, daß ein Flugzeug auf Kolonialstrecken und noch dazu ein Wasserflugzeug bei jeweils zweimal fünfstündigen Flügen eine Lebensdauer von 900 bis 1000 Flugstunden besitzen wird. Die Abschreibungen für den Materialverbrauch sind infolgedessen viel zu niedrig angesetzt und entbehren jeder Wahrscheinlichkeit, zumal da keinerlei Bruchkosten vorgesehen sind. Auf Grund dieser recht willkürlichen Annahmen kommt dann der Verfasser zu einem Preise von 0,878 Fr. für den Tonnen-Kilometer (etwa 3,95 M.), der im Vergleich mit den gewöhnlichen Frachtkosten im Kolonialverkehr und mit Rücksicht auf die Reisegeschwindigkeit von 120 km/h und den kürzeren Reiseweg (Luftlinie!) durchaus annehmbar erscheint.

In einem Anhang weist der Verfasser an Hand eigener, sehr interessanter Versuche auf die Vorteile des Luftschraubenantriebes für flachgehende Wasserfahrzeuge in den Kolonien hin. Es ist nicht zu bezweifeln, daß diese Art von Fahrzeugen, insbesondere die Gleitboote für den Verkehr auf nicht regulierten Flüssen in nächster Zukunft eine bedeutende Rolle spielen werden. Leider scheinen derartige Fahrzeuge in Frankreich weit mehr entwickelt als bei uns. Weyl.

Gewerblicher Rechtsschutz.

International.

Berner Abkommen.

Dem Berner Abkommen sind die Staaten Dänemark, Serbien, Kroaten und Slowenen, Neu-Seeland, Belgien und die Niederlande beigetreten. —

Deutschland.

Patentverlängerung. Entscheidung des Oberlandesgerichtes Celle VI. Ziv.-Sen. v. 16. 1. 21.

Falls jemand ein erloschenes Patent, welches gemäß dem Verlängerungsgesetz vom 27. April 1920 verlängert würde, inzwischen in Gebrauch genommen hat, ist zur Erlangung des Weiterbenutzungsrechtes gemäß § 7 des erwähnten Gesetzes guter Glaube nicht erforderlich.

In der Begründung wird ausgeführt, daß durch das Ausnahmegesetz die Schutzrechtinhaber in ganz außerordentlicher Weise begünstigt werden. Es mußten daher auch die Rechte Dritter, die für die Benutzung der Erfindung inzwischen erhebliche Mittel aufgewendet haben, gesichert werden. Dies geschieht durch den § 7 des Gesetzes. Dieser wird dahin aufgefaßt, daß jeder, der nach dem Erlöschen des Schutzrechtes die Erfindung im Inlande benutzt hat, zu ihrer Weiterbenutzung für die Bedürfnisse seines Betriebes berechtigt ist, ganz gleichgültig, ob er etwa in der Angelegenheit sich einer Verletzung des damals noch bestehenden Schutzrechtes schuldig gemacht hat.

Ausstellung der Deutschen Landwirtschaftsgesellschaft in Leipzig vom 16.—21. Juni 21.

Der durch das Gesetz vom 18. März 1904 vorgesehene Schutz von Erfindungen, Mustern und Warenzeichen tritt ein für die vom 16.—21. Juni 21 in Leipzig stattfindende Ausstellung der Deutschen Landwirtschaftsgesellschaft. — (Reichsgesetzblatt 1921, Nr. 44, S. 481.)

Amerika.

Nolan Bill. Am 3. März ist im Repräsentantenhaus die sogenannte Nolan Bill angenommen. In diesem Gesetz ist eine Frist von 6 Monaten vorgesehen, während welcher noch unter Beanspruchung ausländischer Priorität in Amerika rechtsgültige Patente erworben können. Für alle anderen »action« zur Nachholung von versäumten Fristen, Gebührennachzahlungen etc. ist noch eine Frist von einem Jahr festgesetzt. Ausländern werden diese Vorteile jedoch nur dann gewährt, wenn den Angehörigen der Vereinigten Staaten im Wege der Gegenseitigkeit gleiche Vorteile gewährt werden. Sicherem Vernehmen nach wird in Deutschland die Reziprozität der



Nolan Bill gegenüber in weitestem Maße erklärt werden. Es ist in ungefähr 4 Wochen auf eine derartige Verordnung zu rechnen.

Estland.

Vom 21. Januar gelten für die Anmeldung von Erfindungen folgende Bestimmungen:

Das Gesuch ist an das beim Handels- und Industrie-Ministerium bestehende Patentamt einzureichen mit der Erklärung, daß für die Erfindung ein Patent nachgesucht wird.

Neben der Beschreibung und Zeichnung ist noch eine Rentei-Quittung über Einzahlung der Gebühr für Durchsicht und Bekanntmachung der Anmeldung beizufügen.

Wenn der Patentsucher im Ausland lebt, ist die Bestellung eines in Estland ansäßigen Bevollmächtigten erforderlich.

Gebühren: Prüfungs- und Publikationsgebühr 45 Emk, 1. Jahresgebühr (Steuer zum Besten des Reichs) 22,50 Emk., steigend bis zur 15. Jahresgebühr von 600 Emk., Beschwerdegebühr 22,50 Emk., Zusatzpatent einmalige Gebühr 30 Emk.

England.

Nach einer Mitteilung im Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen werden auf Grund einer Verordnung des Board of Trade vom 12. März 21 auch die von deutschen Reichsangehörigen innerhalb eines Jahres nach Friedensschluß in England eingereichten Anmeldungen, die eine Unionspriorität aus der Zeit vor dem 10. Januar 1920 haben, in England so behandelt, als ob sie während des Krieges dort eingereicht wären.

Polen.

Die Frist zur Hinterlegung der Patente in Polen, welche in dem bis zum Abschluß der Friedensverträge von Rußland verwaltet gewesenen Gebiet geschützt sind, ist bis zum 10. Juli 1921 verlängert. Verordnung vom 10. 1. 21.

Fristenverlängerung.

Niederlande. Die Niederländische Regierung hat am 20. Juli 1920 ein Abänderungsgesetz betr. Fristenverlängerung beschlossen, welches am 25. Sept. 1920 veröffentlicht und in Kraft getreten ist.

Danach werden die im niederländischen Patentgesetz vorgesehenen allgemeinen Fristen, soweit sie am 1. August 14 noch nicht abgelaufen waren oder nach diesem Datum zu laufen begonnen haben oder hätten, wenn der Krieg nicht ausgebrochen wäre, bis zu einem noch festzusetzenden Datum verlängert. Die Verlängerung erfolgt jedoch nur unter dem Vorbehalt der Rechte gutgläubiger Dritter.

Schweiz. Bundesratsbeschluß betr. Ablauf der Fristerstreckungen für Erfindungspatente und gewerbliche Muster und Modelle vom 26. Okt. 20.

Der schweizerische Bundesrat, gestützt auf den Bundesbeschluß vom 3. April 1919 betreffend Beschränkung der außerordentlichen Vollmachten des Bundesrats, beschließt:

Der Ablauf der durch den Bundesratsbeschluß vom 23. Juni 1915 gewährten Fristerstreckungen wird wie folgt festgesetzt:

1. Die Verlängerung der im Bundesgesetz vom 3. April 1919 betreffend Prioritätsrechte an Erfindungspatenten und gewerblichen Mustern und Modellen vorgesehenen Prioritätsfristen endigt mit dem 31. März 1921.

2. Mit dem 30. September 1921 endigen:

a) die Frist, innert welcher für inzwischen eingetragene Erfindungspatente und gewerbliche Muster und Modelle vollständige Prioritätsausweise noch eingereicht werden können;

b) die Verlängerung der Fristen für die Erledigung amtlicher Beanstandungen von Patentgesuchen, Muster- oder Modellhinterlegungen und von Markeneintragungsgesuchen;

c) die Frist, innert welcher das eidgenössische Justiz- und Polizeidepartement nach Ablauf der ordentlichen Rekursfristen eingereichte Rekurserklärungen gegen die Zurückweisung von Patentgesuchen, Muster- oder Modellhinterlegungen oder Markeneintragungsgesuchen entgegenimmt;

d) die außerordentliche Nachfrist zur Bezahlung der Gebühren für das zweite oder eines der folgenden Patentjahre und der Schutzverlängerungsgebühren für gewerbliche Muster und Modelle. Werden bis und mit dem 30. September 1921 nicht alle vor dem 1. Juli 1921 verfallenen Jahresgebühren für Patente oder nicht alle vor dem 1. August 1921 verfallenen Schutzverlängerungsgebühren für Muster oder Modelle dem eidgenössischen Amt für geistiges Eigentum einbezahlt, so erlöschen die betreffenden Schutzrechte auf den Verfalltag der ersten nicht bezahlten Gebühr.

II. Besteht für ein Patent ein Prioritätsrecht auf Grund der verlängerten Prioritätsfrist, so steht Drittpersonen, welche in dem die gesetzliche Dauer übersteigenden Abschnitt der Prioritätsfrist die Erfindung in gutem Glauben gewerbsmäßig benützt oder besondere Veranstaltungen zu solcher Benützung getroffen haben, ein Mitbenützungsrecht an der Erfindung zu nach Maßgabe von Art. 8 des Bundesgesetzes vom 21. Juni 1907 betreffend die Erfindungspatente.

III. Die Frist zur Anhebung der Abtretungsklage (Art. 20, Abs. 3, des Bundesgesetzes vom 21. Juni 1907 betreffend die Erfindungspatente) wird hinsichtlich der nach dem 30. Juli 1914 eingetragenen Patente, deren Anmeldung die Veröffentlichung der Patentschrift um mehr als zwei Jahre nachgeht, verlängert:

a) bis 30. September 1921, wenn die Patentschrift bis und mit 1. Oktober 1920 veröffentlicht worden ist;

b) bis ein Jahr nach Veröffentlichung der Patentschrift, wenn das Patent vor dem 1. Oktober 1920 angemeldet worden ist und das Veröffentlichungsdatum diesem Tage nachgeht.

IV. Die durch Bundesratsbeschluß vom 11. Februar 1916 gewährte Verlängerung der gesetzlichen Frist für die Ausführung patentierter Erfindungen endigt mit dem 30. September 1922. Hinsichtlich solcher Patente, für welche die gesetzliche Ausführungsfrist vor dem Inkrafttreten des Bundesratsbeschlusses vom 11. Februar 1916, d. h. vor dem 20. Februar 1916, abgelaufen ist, kann eine Löschungsklage wegen nicht angemessener Ausführung der patentierten Erfindung erst nach dem 30. September 1922 angehoben werden.

V. Die während der Gültigkeitsdauer der Bundesratsbeschlüsse vom 23. Juni 1915 und vom 11. Februar 1916 sowie des gegenwärtigen Beschlusses eingetretenen Tatsachen werden auch fernerhin nach den Bestimmungen dieser Beschlüsse beurteilt.

VI. Das eidgenössische Amt für geistiges Eigentum ist nicht verpflichtet, an die Inhaber gewerblicher Schutzrechte oder von Gesuchen um Erteilung solcher Rechte irgendwelche Mahnungen hinsichtlich des Ablaufes der in diesem Beschluß erwähnten Fristerstreckungen zu erlassen.

Luxemburg. Verlängerung von Patenten. Beschluß vom 20. 2. 1921.

Artikel 1 bestimmt: Die Dauer der Erfindungspatente, die nicht vor dem 1. August 1914 das Ende der gesetzlichen Dauer erreicht hatten, sowie derjenigen, die nach diesem Datum und vor dem 1. August 1919 erteilt oder nachgesucht wurden, wird um 5 Jahre verlängert; dies ohne Zahlung irgendwelcher Taxe und auch wenn die Gegenseitigkeit dieser Maßnahme von anderen Ländern nicht gewährt werden sollte.

Der Zeitraum der Verlängerung wird der normalen Zeitdauer des Patentes, wenn diese abgelaufen ist, hinzugefügt.

Nach Artikel 2 müssen die Gesuche innerhalb 6 Monaten vom Datum der Veröffentlichung ab eingereicht werden.

Die Rechte dritter, welche solche Patente inzwischen gutgläubig in Anspruch genommen haben, werden nicht berührt.

Ungarn. Durch Verordnung des ungarischen Handelsministers ist der Tag des Inkrafttretens der Gesetzesänderung,

soweit sie die Verlängerung von Patenten betrifft, auf den 1. Dezember 1920 festgesetzt.

Die Schutzdauer der Patente kann nur auf Antrag beim ungarischen Patentgericht verlängert werden. Die Frist hiefür ist auf 6 Monate festgesetzt, also bis 31. Mai 1921. Gebühr 200 Kr. Der Antrag muß begründet sein (ZFM Heft 1, Seite 9) und wird veröffentlicht. Einspruch dagegen innerhalb 60 Tagen zulässig. Gebühr 100 Kr. Gegen die Entscheidung auf den Einspruch ist Widerspruch bei der Richterlichen Abteilung zulässig.

Die Patentgebühren in Ungarn sind erhöht. Anmeldegebühr 200 Kr. 1. Jahr 200 Kr., 2. Jahr 100 Kr. steigend bis 2500 Kr. in 15 Jahren.

Schweden. Auf Grund des § 13 des Gesetzes vom 18. Juni 1920, betreffend die Wiederherstellung des Rechtes am Patent, wird verordnet, daß die Bestimmungen des genannten Gesetzes für Deutschland so weit gelten, daß für deutsche Staatsangehörige die in den §§ 2 und 7 festgesetzten Antragsfristen bis zum 30. Juni 1921 ausgedehnt werden.

Patentgesetze.

Griechenland. Das griechische Patentgesetz vom 24. September 1920 ist im Blatt für Patent-Muster und Zeichenwesen No. 3 vom 9. April 1921 veröffentlicht. Es bringt keine besonderen Abweichungen gegen die in anderen Kulturstaaten geltenden Bestimmungen.

Königreich der Serben, Kroaten und Slowenen. Durch eine Königliche Verordnung vom 15. November 1920 ist ein »Amt zum Schutz des gewerblichen Eigentums« als selbstständige staatliche Zentralbehörde mit dem Sitz in Belgrad errichtet.

Der Wortlaut der Verordnung, die sich aber nicht besonders von den in anderen Kulturstaaten geltenden Bestimmungen unterscheidet, ist im Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen Nr. 2 auf Seite 26—32 veröffentlicht.

Japan. Nach einer Reutermeldung ist in Japan ein neues Patentgesetz im Entwurf vorgelegt und gebilligt. Wichtigste Bestimmungen: Öffentliche Diskussion bei Anmeldung (also Einspruch), Gültigkeit 5 Jahre (? das würde eine Abweichung von den in allen Kulturstaaten geltenden Bestimmungen bedeuten und das Patent sehr entwerten), Anerkennung des Erfinderprinzips (bei Betriebserfindungen also dem Angestellten). Bei mehreren Anmeldungen ein und derselben Erfindung wird das Patent der zuerst eingegangenen Anmeldung erteilt. — Bestätigung der Reutermeldung bzw. Annahme des Entwurfes im Patentamt muß abgewartet werden. —

Curt Eppinger.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Berlin W 35, Schöneberger Ufer 40 pt. Telephon: Lützow 6508.
Postscheckkonto: Berlin 22 844.

1. Das 4. Beiheft zur ZFM ist als neues Jahrbuch unserer Gesellschaft erschienen und enthält den Sitzungsbericht, sowie die Vorträge der VI. Ordentlichen Mitgliederversammlung 1920. Das Heft ist an unsere Mitglieder durch den Verlag Oldenbourg in den letzten Tagen des Mai und den ersten Tagen des Juni zum Versand gekommen. Durch die ständig steigenden Druck- und Papierkosten ist es uns unmöglich geworden, das Jahrbuch kostenlos zu liefern. Wir wären daher unseren Mitgliedern zu Dank verpflichtet, wenn Sie M. 20.— als Unkostenbeitrag für das Exemplar baldmöglichst auf unser Postscheckkonto Berlin 22 844 einzahlen würden.

2. Die Vorbereitungen für die VII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL, die voraussichtlich in der Zeit vom 4. bis 8. September 1921 in München stattfinden soll, sind bereits im Gange. Wir bitten unsere Mitglieder, Anregungen, Adressenänderungen usw. umgehend hierher gelangen zu lassen, damit das Programm so reichhaltig wie nur möglich und die Einladungen vollzählig versandt werden können. Weitere Bekanntmachungen hierüber erfolgen an dieser Stelle.

3. Wir haben mit der Verlagsbuchhandlung Richard Carl Schmidt & Co. ein Abkommen getroffen dahin, daß sie bereit ist, unseren Mitgliedern beim Bezuge durch die Geschäftsstelle unserer Gesellschaft das »Handbuch für Flugzeugkunde« zum ermäßigten Preise abzugeben, und zwar:

		bei Entnahme in der Geschäftsstelle für	bei Zustellung durch die Post Nahzone	Fernzone
Band VI, 1 Dechamps & Kutzbach: »Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren«,	statt M. 88.—	M. 68.—	M. 71.—	M. 72.—
Band VI, 2 Pülz: »Kühlung und Kühler von Flugmotoren«,	statt M. 55.—	M. 42.50	M. 43.50	M. 43.50
Band IX, Niemann: »Funkentelegraphie im Flugzeug«,	statt M. 132.—	M. 102.—	M. 105.—	M. 106.—

Diese Vergünstigung kann jedoch nur beim Bezug durch unsere Gesellschaft selbst stattfinden.

4. Wir bitten unsere Mitglieder dringend, bei Anfragen usw. infolge der hohen Portosätze stets das Rückporto beizufügen.

5. Adressenänderungen:

Dr. Hatlapa, Aachen, Triererstr. 67.
G. Rothgießer, Berlin W 30, Martin Lutherstr. 91.
Hauptmann a. D. Hesse, Dessau, Funkplatz 9.
Dipl.-Ing. Struve, Kiel, Blücherstr. 18.
Dipl.-Ing. Gaule, Freimann b. München.
Dipl.-Ing. K. Lanz, Frankfurt a. M., Rappstr. 12.
Regbmstr. Proschwitzky, Hamburg, Ritterstr. 34/II.
Direktor Gutbier, Köln, Antwerpenerstr. 18.
Prof. Schlink, Darmstadt, Olbrichsweg 10.
Dr.-Ing. K. Gehlen, Dülken i. Rhld., Bahnhofstr. 16.
Ing. A. Seppeler, Stuttgart, Stitzenburgstr. 4.
W. Ostwald, Tanndorf-Mulde.
Major a. D. Geyer, Groß-Moellen b. Köslin, Marienstraße.

6. Ernennungen, Beförderungen:

Ing. Gohlke wurde vom Reichspatentamt zum Regierungsrat ernannt.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

12. Heft | 30. Juni 1921 | 12. Jahrgang

Druckmessungen am fliegenden Flugzeug.

Von A. Pröll, Hannover.

Die Frage nach der Verteilung der Auftriebskräfte an einem Flügelprofil und über die ganze Breitenerstreckung einer Tragfläche hat nicht bloß für die Festigkeitsberechnung der Flügelzelle große Bedeutung, sondern ist auch vom aerodynamischen Standpunkt sehr interessant und wichtig, da sie über die Wirkungsweise der Fläche, ihre mehr oder weniger günstige Form und über die Übereinstimmung von theoretischer und wirklicher Strömung wertvolle Schlüsse zu ziehen gestattet. Man hat daher schon seit längerer Zeit durch Modellversuche dieses Problem, das theoretisch ja auch vielfache Behandlung gefunden hat, zu klären gesucht und nimmt danach in leidlicher Übereinstimmung mit diesen verschiedene sog. »Normalfälle« an, welche mögliche Flugzustände darstellen und typische ungünstige Belastungsarten ergeben. Es sei diesbezüglich auf die bekannten Veröffentlichungen der Flugzeugmeisterei (Technische Berichte, Bd. I, S. 81) hingewiesen.

Im wirklichen Fluge treten diese Fälle stets mehr oder weniger kombiniert auf, und es ist wohl denkbar, daß gelegentlich durch besonders ungünstige Druckverteilung noch gefährlichere Beanspruchungen entstehen. Auch die bisher wenig beachteten Verhältnisse beim Kurvenflug, ferner dynamische Wirkungen von Böen werden oftmals für die Festigkeitsfragen von großer Bedeutung sein. Zur Erforschung dieser Wirkungen ist es zweckmäßig, am Flügel selbst die Druckmessungen in ähnlicher Weise vorzunehmen, wie dies auch gelegentlich bei Modellversuchen geschieht: Durch Düsen, welche über den ganzen Flügel verteilt werden, in Verbindung mit aufzeichnenden Druckmessern, wird ein Bild der in jedem Augenblick herrschenden Druckverteilung und damit des Kräftespiels am Flugzeug erhalten, das nun aber im Gegensatz zu dem nur auf bestimmte typische Fälle beschränkten Modellversuch die im praktischen Betriebe wirklich auftretenden Druckverhältnisse getreu wiedergibt, vorausgesetzt daß mögliche Fehlerquellen vermieden werden (z. B. Verschiedenheit des Druckes im Innern des Flügels vom Außendruck, zu lange Leitungen und damit verbundene Dämpfung und Phasenverschiebung der Anzeigen des Instrumentes).

Versuche dieser Art sind verschiedentlich ausgeführt worden und haben auch mehr oder weniger erfolgreiche Ergebnisse gezeitigt. Besonders in England[1]) hat man sich, wie neuerdings aus den bisher schwer zugänglichen Veröffentlichungen bekannt wird, während und nach dem Kriege viel in dieser Richtung beschäftigt; es wurden dort meistens die sämtlichen Düsenröhrchen zu Flüssigkeitsmanometern geführt, welche nebeneinander auf einem Brett montiert waren, und deren Stand dauernd photographisch registriert werden konnte. Auch von der Flugzeugmeisterei rühren ähnliche Versuche an Flossen her[2]), welche von Everling ausgeführt worden sind.

Wenn in den nachfolgenden Zeilen über die Einrichtung und die ersten Versuche berichtet wird, welche von dem flugtechnischen Forschungsinstitut der Techn. Hochschule Hannover begonnen worden sind, berichtet wird, so soll damit eine andere hierbei verwendete und nicht ungünstige Einrichtung gezeigt werden. Daß es trotzdem nicht möglich gewesen ist, mit ihr größere Erfolge zu erzielen, lag an den Verhältnissen: als nämlich die Versuche nach vielen Schwierigkeiten in Gang gekommen waren, mußte wegen des Flugverbotes der Entente jegliche weitere Tätigkeit unterbrochen werden.

Immerhin bieten auch hier einige Vorversuche manches Bemerkenswerte und rechtfertigen daher einen kurzen Überblick.

[1]) Reports of the advisory Committee of Aeronautics 1920.
[2]) Everling, Flossendruckmessungen. (T B, I S. 302.)

A. Allgemeine Anordnung.

Der ursprüngliche Gedanke war, die Luftdrücke möglichst an Ort und Stelle, d. h. ohne lange Zwischenleitung durch einfache selbstregistrierende Druckschreiber aufzeichnen zu lassen. Diese waren daher in solchen geringen Abmessungen gebaut, daß sie im Flügel zwischen den Rippen Platz finden konnten und direkt mit den Düsen (Drucköffnungen) in Verbindung standen (Abb. 1).

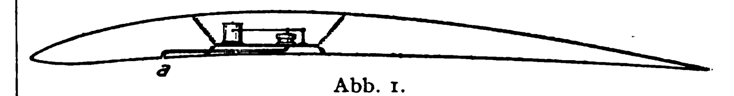


Abb. 1.

Die Druckschreiber (Abb. 2) bestanden bei den ersten Versuchen aus flachen Dosen mit dünner Gummimembran und waren für Über- und Unterdruck verschieden ausgeführt. Da die Angaben trotz beständiger Kontrolle durch Eichung nicht einwandfrei zu erhalten war, wurden die Dosen später mit dünnem Wellblechdeckel ausgeführt. Besonderes Augenmerk wurde auf gutes Ausbalancieren des Schreibhebels gerichtet.

Die Düsen waren längs eines Mittelschnittes am Oberflügel angebracht und in einer breiten Sperrholzplatte eingesetzt (welche die Stoffbekleidung an dieser Stelle ersetzte). An Stelle der einfachen Löcher wurden auch Vergleichsversuche mit ringförmigen Düsen angestellt (siehe unten).

B. Vorversuche zur Ermittlung der besten Lage der Druckschreiber.

Da der Gedanke nicht von der Hand zu weisen war, daß die Luft in den Flügeln zwischen der Bespannung nicht mit dem statischen Druck der ungestörten Umgebung übereinstimmen könnte (wegen der mehr oder minder großen Durchlässigkeit der Bespannung, der Öffnungen usw.), wurde bei einigen weiteren Vergleichsversuchen der Druckschreiber in ein luftdicht verschraubtes Aluminiumkästchen eingesetzt, das durch ein 20 mm weites Rohr mit dem Innenraum des Rumpfes (Beobachtersitz) in Verbindung stand. Daß auch dort nicht überall ungestörter Umgebungsdruck herrscht, ist bekannt, und es zeigte sich dies auch durch einige Beobachtungsergebnisse.

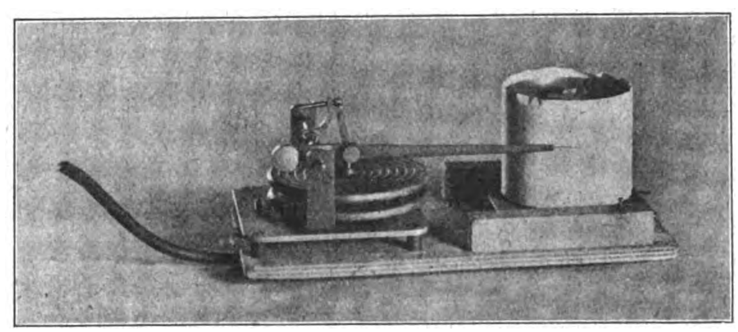


Abb. 2. Druckmesser.

Versuche a). Zwei Druckschreiber im Flügel, der eine offen, der andere in vorerwähnter Weise eingekapselt.

Die zugehörigen Düsenöffnungen stehen nahe beieinander an gleichen Profilstellen an der Unterseite des Oberflügels (Stelle Abb. 12). Die Originaldiagramme (Abb. 3 u. 4) zeigen im wesentlichen ganz gleichartigen Verlauf, nur sind die absoluten Ausschläge bei dem eingekapselten Apparat geringer und dasselbe Ergebnis fand sich auch bei einem zweiten Versuch, bei welchem die Druckschreiber vertauscht worden waren: Immer zeigte der offene Apparat die größeren Druckdifferenzen, und zwar sowohl nach der Druckseite (maximal 18 mm und 12 mm WS), als auch nach der Saugseite (— 13 mm und — 8 mm). Es wurde dadurch zunächst der Eindruck erweckt, als seien bei dem eingekapselten Apparat die Gegendrücke stets im gleichen

Sinne gegen die Außendrücke hin verschoben, so daß eine Art Dämpfungswirkung in Erscheinung tritt. Eine »Trägheitswirkung« (Phasenverschiebung) in den Angaben des eingekapselten Apparates war dagegen nicht festzustellen.

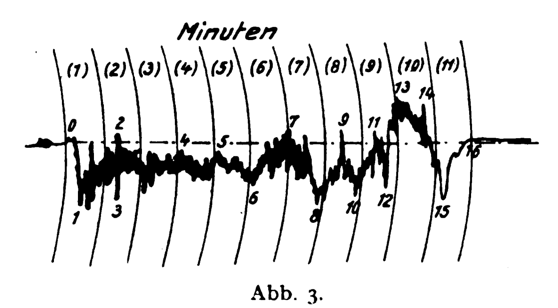


Abb. 3.

Bei einem anderen Versuch dieser Art zeigte sich dieselbe Erscheinung in noch verstärktem Maße: Weit größere Ausschläge des nicht eingekapselten Druckschreibers, wobei allerdings die Düse des letzteren weiter nach der Mitte des Profiles zu gelegen war, wo die Drücke rasch zunehmen.

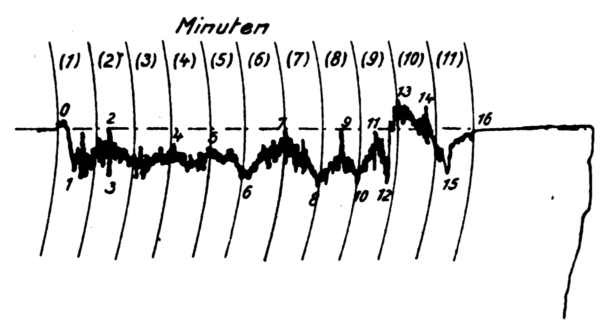


Abb. 4.

Interessant ist auch das Diagramm Abb. 5, das bei einer solchen Gelegenheit mit dem offenen Druckschreiber aufgenommen wurde, in einem Fluge, bei dem dauernd Kurven während des Steigens ausgeführt wurden.

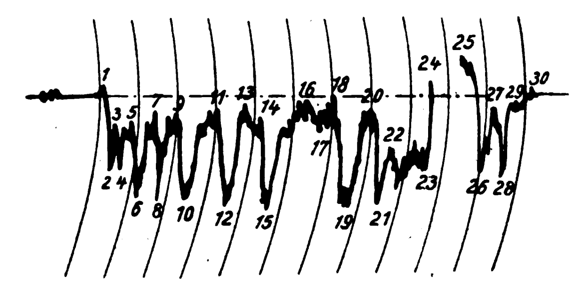


Abb. 5.

Versuche b). Um die Frage zu klären, ob vielleicht die lange Rohrleitung nach dem eingekapselten Druckschreiber an den starken Unterschieden Schuld trägt (etwa durch eine Wirkung nach Art des Variometerprinzips!) wurde ein eingekapselter Druckschreiber im hintersten Teile des Rumpfes

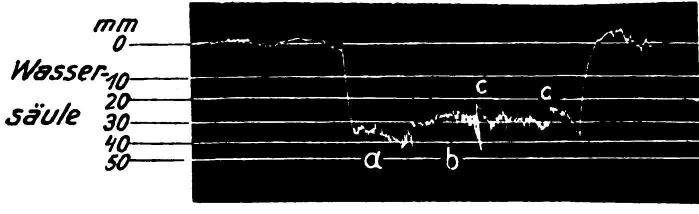


Abb. 6.

an Spiralfedern aufgehängt und das 20 mm-Rohr wieder nach dem Beobachtersitz durchgeführt. Die Drucköffnung zur Membran blieb luftdicht verschlossen. Dies war auch der Fall bei einem offenen Druckschreiber, der direkt im Beobachterraum aufgehängt wurde. Es hätten somit die Druckschreiber wie Barographen wirken müssen. Es waren aber überhaupt keine nennenswerten Ausschläge zu beobachten gewesen, was wohl auf eingetretene Undichtheiten der Membrane schließen läßt.

Eine Aufklärung über alle diese Erscheinungen wurde erst gewonnen durch Versuche c). Es wurde der eine Druckschreiber offen im Flügel, der andere offen im Beobachtersitz angebracht mit Zwischenschaltung einer dünnen Druckleitung aus der Düse von 3,5 m Länge und 2,7 mm Innendurchmesser (die Düsenöffnungen beider Apparate befanden sich dicht nebeneinander). Wiederum gab der im Flügel befindliche offene Apparat weit größere Druckunterschiede an (Diagramme Abb. 6 und 7)[1]).

Da hier eine Trägheitswirkung der Außenluft des Apparates nicht in Frage kommen kann, so war mit diesem Ergebnis zugleich die Ursache der hier unter a) und b) beobachteten Differenzen erklärt: Der Apparat im Flügel befindet sich tatsächlich wegen der undichten Flügelbespannung, Löcher usw.

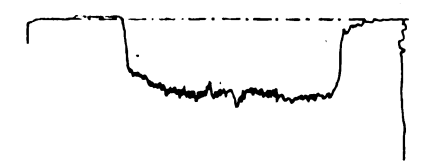


Abb. 7

unter einem schwer kontrollierbaren Gegendruck, der in fast allen Fällen kleiner als der statische ungestörte Luftdruck ist und daher größere Ausschläge der Überdruckschreiber zur Folge hat. (Dagegen muß aber der unter a) erwähnte Umstand, daß auch die Saugdrücke des eingekapselten Apparates geringer sind als die am offenen angezeigten, wohl darauf zurückgeführt werden, daß im langen Rohr oder im Beobachterraum während des Gleitfluges noch stärkerer Unterdruck herrscht als im Flügel.)

C. Versuche über den Einfluß langer Druckleitungen.

Um später die Druckschreiber gleich in dem Beobachterraum unterbringen zu können, war erst festzustellen, wieweit die lange enge Zuleitung von der Düse die Druckangaben beeinflussen würde, insbesondere bei raschen Druckänderungen. Es wurden im Laboratorium zwei Druckschreiber verglichen, einer mit sehr kurzem direkten Druckanschluß und einer mit einem 6 m langen Aluminiumrohr von 2,7 mm Innendurchmesser. Die an einem Manometer gemessenen Drücke konnten sehr rasch geändert werden, doch zeigten sich keinerlei Phasenverschiebungen an den beiden Druckschreibern, auch waren die Ausschläge des zweiten Apparates kaum merkbar verringert.

Man durfte somit unbedenklich die Druckmesser auch im Beobachtersitz anbringen, was die Handhabung wesentlich erleichterte und die sonst kaum durchführbare Kontrolle im Fluge erst ermöglichte. Für die weiteren Versuche wurden nun, wie aus Abb. 12 zu ersehen ist, sowohl an der Ober- wie

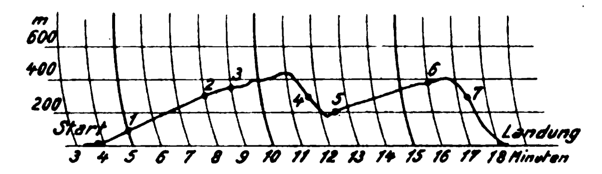


Abb. 8. Barogramm.

an der Unterseite des Flügels je 5 Düsen, Nr. 1 bis 10, angebracht, deren Ableitungen zu den Druckmessern führte. Letztere waren in einem Gestell über- und nebeneinander an der linken Seite des Beobachtersitzes angeordnet, wobei allerdings die etwa vorhandenen Druckunterschiede an verschiedenen Stellen des Beobachterraumes nicht in Betracht gezogen werden konnten. Indessen war der Raum durch den Beobachter selbst und die Einbauten derart eingeengt, daß dynamische Druckunterschiede in den engen Zwischenräumen kaum zur Ausbildung gelangen konnten.

[1]) Die Saugwirkung an der Unterseite des Flügels, welche bei dem starken Aufziehen vor der Landung in dem Apparat im Flügel zu erkennen war, ist in dem andern Druckschreiber überhaupt nicht mehr zum Ausdruck gekommen.



D. Versuche mit verschiedenen Düsen.

Die gewöhnlich verwendeten Luftöffnungen im Flügel bestanden aus 2 mm weiten Löchern in runden Stahlplättchen, welche man in den Sperrholzbelag des Flügels eingesetzt hatte. Obgleich die Lochränder abgerundet waren, bestand doch die Vermutung, daß lokale Stauungen durch diese Ränder auftreten könnten, und deshalb wurden auch Düsen mit ringförmiger Öffnung versucht (4 mm Durchm., $^3/_4$ mm weit). Die Ergebnisse waren jedoch durchaus die gleichen, weshalb die einfachen Löcher als genügend angesehen wurden und von weiteren Änderungen Abstand genommen werden konnte.

E. Vorläufige Ergebnisse der Druckmessungen.

Gleichzeitig mit den Druckschreibern, welche in der zuletzt angegebenen Art im Beobachtersitz des Flugzeuges[1]) untergebracht worden waren, wurde noch die Fluggeschwindig-

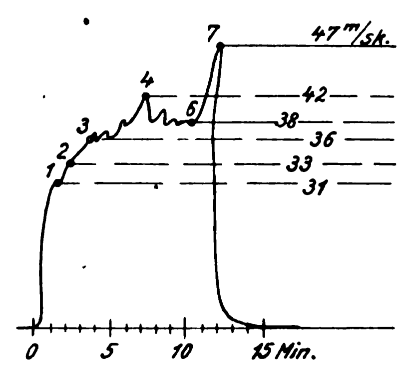


Abb. 9. Geschwindigkeit.

keit durch einen »Atmos«-Geschwindigkeitsschreiber aufgezeichnet (Abb. 9), und ebenso die Längsneigung (Abb. 10) der Rumpfachse durch einen Pendelneigungszeiger mit Schreibvorrichtung. Die Angaben des letzteren Instrumentes, das auch mit Öldämpfung versehen war, konnten natürlich nur

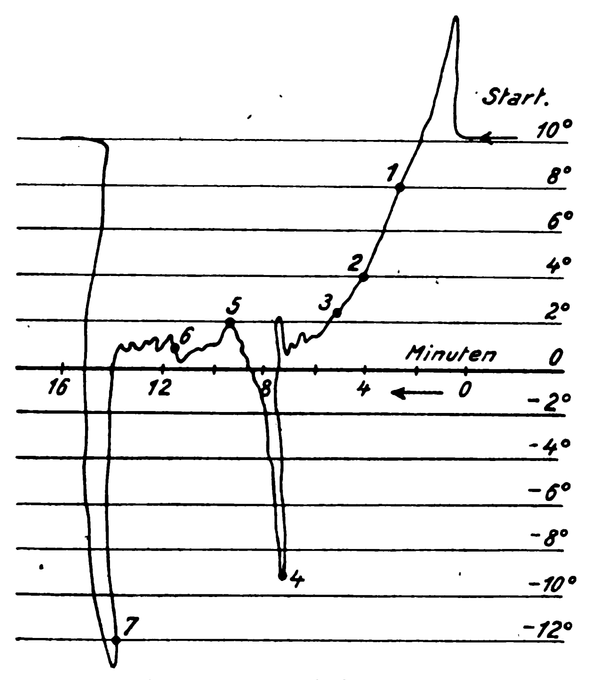


Abb. 10. Rumpfneigungen φ.

für den Beharrungszustand einigermaßen als einwandfrei gelten, für andere Zustände ließ sich eine Korrektur abschätzen[2]). Die Geschwindigkeit konnte überdies noch an einem Morell-

[1]) Die Versuche werden an einem älteren Flugzeug der Hann. Waggonfabrik. Typ Han C. L II, (185 PS. Opel Argusmotor) ausgeführt.

[2]) Die Bewegung der großen Trommel des Pendelschreibers war durch die Erschütterungen ziemlich gestört worden, daher stimmen die Marken in Abb. 10 zeitlich nicht ganz mit denen auf den andern Abbildungen überein.

schen Anemotachometer wenigstens angenähert kontrolliert werden.

Zahlentafel.

Punkt Nr.	Zeit min.	Höhe m	Geschwindigkeit m/s v	Neigung des Rumpfes abgelesen φ'	Neigung des Rumpfes korrigiert[1]) φ	Steiggeschwindigkeit m/s	Steigungswinkel β	Anstellwinkel α
1	1,3	100	31	7^0	5^0	1,6	3^0	7^0
2	4	300	33	4^0	$3^1/_4{}^0$	1,4	$2^1/_2{}^0$	$5^3/_4{}^0$
3	5	350	36	2^0	2^0	0,9	$1^3/_4{}^0$	$5^1/_4{}^0$
4	8	300	42	$-9,5^0$	$-9,5^0$	−4,2	$-5,6^0$	1^0
6	12	375	38	$^3/_4{}^0$	$^3/_4{}^0$	0,7	$1^1/_4{}^0$	$4^1/_2{}^0$
7	13	300	47	-13^0	-12^0	−5,5	$-6^3/_4{}^0$	$-^1/_4{}^0$

mittlerer Einstellwinkel der Tragläche zur Rumpfachse $\chi = 5^0$

$$\alpha = \chi + \varphi - \beta$$

[1]) Die Korrektur erfolgte mit Rücksicht auf den Beschleunigungszustand des Flugzeugs, der aus dem Geschwindigkeitsdiagramm abgeschätzt werden konnte.

In der Zahlentafel und den Diagrammen (Abb. 8 bis 12) sind die Zahlenwerte eines der verschiedenen Vorversuche wiedergegeben, wobei die zusammengehörigen Punkte in allen Diagrammen durch die Zahlen 1 bis 7 bezeichnet wurden. Da noch nicht alle Apparate einwandfrei gearbeitet hatten,

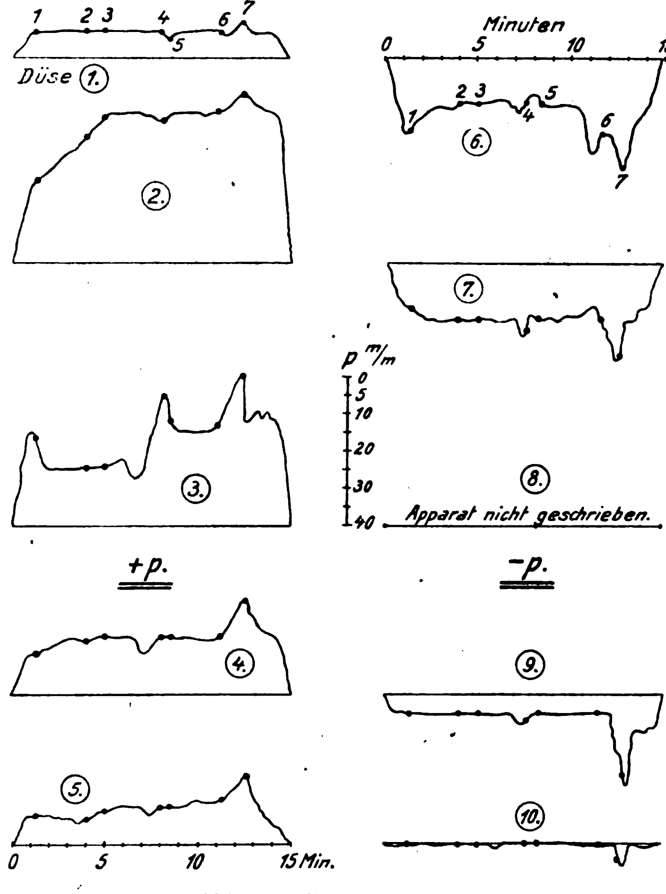


Abb. 11. Druckmessungen.

kann das Ergebnis dieser Flüge keinen Anspruch auf besondere Zuverlässigkeit machen. Namentlich in den Angaben über die Gleitflüge (welche viel zu kurz gedauert haben, als daß ein Beharrungszustand hätte eintreten können) ist nur ein vermutlich ziemlich schlecht stimmendes Bild des wirklichen Vorganges zu erblicken. Die beschriebenen Versuche waren ja auch nur als Vorversuche gedacht lediglich zu dem Zweck, das Funktionieren der vielen Apparate zu überprüfen. Aus diesem Grunde wurde der Flug auch nicht weiter, besonders auch nicht in größere Höhe ausgedehnt. Es war beabsichtigt, nunmehr eine Reihe von systematischen Flügen zu beginnen; die stetig erschwerten Verhältnisse und das Flugverbot der Entente bereiteten jedoch den Versuchen ein vorzeitiges Ende.

Als es späterhin wieder einmal ausnahmsweise möglich war, einen kurzen Flug auszuführen, wurde noch ein zweiter Geschwindigkeitsschreiber nach Angabe und Konstruktion des aerodynamischen Instituts Göttingen (Dr. Wieselsberger) mit verwendet, der sehr günstige und scharfe Resultate ergab[1]). Die Druckmessungen führten zu ähnlichen Ergebnissen, wie früher, weshalb von einer Wiedergabe derselben abgesehen wird.

Aus den Ergebnissen der Druckmessungen, wie sie in der Zahlentafel niedergelegt sind, konnten nun in der Diagrammtafel 11 die zeitlichen Druckänderungen an den verschiedenen Düsenöffnungen übersichtlich graphisch zusammengestellt werden. Sie zeigen deutlich die verschiedenen Flugzustände. Auffallend ist jedoch, daß scheinbar die Überdruckwirkung viel kräftiger als die Saugwirkung gewesen ist, was durchaus nicht mit den bekannten Versuchen von Eiffel, Göttingen, und anderen übereinstimmt.

In Abb. 12 sind endlich für den schwach ansteigenden, Flug (Versuchspunkt 3 der Zahlentafel) die Druckverteilungskurven längs des Flügelprofils[2]) aus den Versuchen abgeleitet. Hier fällt vor allem auf, daß die Stelle größten Druckes nach den Versuchen (Düse Nr. 2) verhältnismäßig weit hinter der

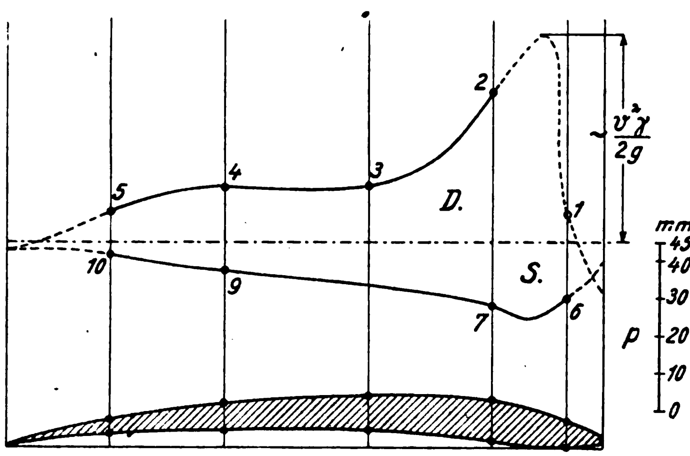


Abb. 12. Druckverteilung.

Vorderkante des Flügels liegt. Es ist dies vielleicht so zu erklären, daß eben der größte Staudruck zwischen Düse 1 und 2 gelegen ist, wie er sich dann etwa nach der extrapolierten Kurve (gestrichelt) zeigen würde. Es war auch beabsichtigt, für weitere Versuche die vorderen Teile des Flügels mit mehr Düsen zu besetzen, was jedoch aus den angeführten Gründen nicht mehr zur Ausführung kommen konnte. Auch der Druckverlauf in nächster Nähe der Vorderkante wird durch die Versuche unbestimmt gelassen, und es wäre überhaupt falsch, aus diesen Messungen allgemeine Schlüsse zu ziehen, da sie ja nur angeführt sind, um zunächst die Methode zu illustrieren.

Im ganzen kann gesagt werden, daß bei weiterer sorgfältiger Ausbildung und geduldiger häufig wiederholter Durchführung auch mit der beschriebenen Art der Druckmessung sicherlich ebenso gute und vor allen Dingen besser zu übersehende Ergebnisse erzielt werden dürften als mit dem Manometerverfahren, und es wäre darum zu begrüßen, wenn in naher Zukunft eine Wiederaufnahme der Versuche sich ermöglichen ließe.

Die Herstellung von Modellflügeln für Windkanalversuche.

(Nach Bericht Nr. 74 des amerikanischen National Advisory Committee for Aeronautics, 1920.)

Verfasser: F. H. Norton. Übertragen durch A. R. Weyl.

Mitteilung des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen.

(Fortsetzung von Seite 41.)

Modellflügel aus Metall.

Die meisten Modellflügel werden am besten aus Aluminium hergestellt. Mit der folgenden Fertigungsart sind bei Aluminiumflügeln sehr günstige Ergebnisse erzielt worden. Für Ober- und Unterfläche des zu fertigenden Flügels werden aus 1,6 mm (1/16″) dickem Werkzeugstahl von Hand Stahlschablonen hergestellt, die bis auf 0,025 mm genau sein müssen. Die beiden Schablonenhälften werden nach Abb. 14 aufeinandergepaßt.

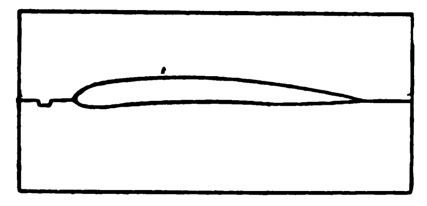


Abb. 14. Stahlschablonen für Aluminiumflügel.

Man tut gut, die Abmessungen dieser Schablonen auf einer Teilmaschine nachzuprüfen, bevor man an die Anfertigung des Flügelmodelles geht. Ein Aluminiumblock, besonders geeignet sind Walzstücke, erhält durch grobe Bearbeitung eine ebene Fläche. Das Werkstück wird dann mit dieser Fläche auf dem Bett einer kleinen Hobelbank eingespannt und die Oberseite bis auf ¼ mm des endgültigen Flügelquerschnittes abgenommen. Die so vorgearbeitete Fläche wird darauf von Hand mit Feile und Schaber bis zur vollständigen Passung, die durch Anlegen der Schablone geprüft wird, nachgearbeitet. Diese Nachbearbeitung erfordert die ganze Sorgfalt eines geschickten Arbeiters und beansprucht viel Zeit (etwa 30 bis 100 h). Auf die gleiche Weise wird die Unterseite des Flügels hergestellt. Dabei wird dann das Schablonenoberteil als Unterstützung benutzt. Der Flügel erhält bei dieser Herstellung eine gerade Form und gleichmäßige Dicke. Die Flügelenden werden dann rechtwinklig abgeschnitten. Eine Flügelkante wird angebohrt und das Loch zur Aufnahme der Befestigungsspindel mit Gewinde versehen.

Bei einer anderen Fertigungsart, die sich aber vor allem auf Flügel aus Messing und Stahl bezieht, wird von einer Fräsmaschine Gebrauch gemacht. Man bearbeitet eine Walzmessing- oder Stahlplatte roh und befestigt sie durch Lötung auf einem ebenfalls auf einer Seite vorbearbeiteten, schweren Block, der zur Einspannung bei dem Bearbeiten in der Frässmschine dient. Der Fräser wird nun so weit gesenkt, bis er das Werkstück gerade berührt und dann die Flügelkante rechtwinklig abgenommen. Danach wird der Fräser um etwa 1 mm einwärts gestellt und um die für das Flügelprofil vorliegenden Beträge der Ordinaten, die einer maßstäblichen Zeichnung entnommen werden, gehoben und damit über den ganzen Flügel gefräst. Die Zeichnung wird am besten im Maßstabe 10:1 hergestellt, und zwar in derselben Weise wie bei Holzmodellen. Nach dem Ausarbeiten der Oberseite geben zwei Endgrate die ursprüngliche Oberfläche an. Nach dem Lösen des Werkstückes vom unteren Befestigungsblock wird die ganze Oberseite mit Lötzinn oder Blei so weit gefüllt, bis eine ebene Fläche entsteht, und das Werkstück mit dieser Fläche auf dem Einspannblock aufgelötet, so daß nun die Unterseite vom Fräser bearbeitet werden kann. Man muß bei dem Ausfüllen vor allem dafür sorgen, daß die stehengebliebenen Grate am Ende des Flügels fest auf dem Befestigungsblock aufzuliegen kommen, da sonst ein Verkanten eintritt und den Flügel während der Bearbeitung unbrauchbar macht. Die Flügelunterseite wird wiederum in der bereits geschilderten Weise gefräst. Der Flügel wird dann abgelötet und vom anhaftenden Lot befreit. Die Schnittfurchen feilt man bis zum Verschwinden ab. Bei dieser Herstellungsweise werden weder Schablonen benötigt, auch ist weniger Geschick zur Anfertigung erforderlich. Das Verfahren ist aber für Aluminiumflügel nicht gut anwendbar, da einerseits dieses Metall keine haltbare Lötung gestattet, anderseits auch bei der maschinellen Fertigung ein Reißen des Werkstoffes zu befürchten stände. Messingflügel können auch mit einem Profilfräser bearbeitet werden; das macht aber die Herstellung des Schneidwerkzeuges nur dann bezahlt, wenn mehrere Flügel mit demselben Querschnitt anzufertigen sind. Dabei kann überdies auch nur schwer eine glatte Oberfläche erzielt werden.

Wenn die Windgeschwindigkeit bei der die Modellflügel zu untersuchen sind, 161 km/h (100 Meilen p. h) übersteigt, so muß man Flügel aus Stahl verwenden, um erheblichere Verbiegungen zu vermeiden. Es scheint, als ob für die Her-

[1]) Vgl. diese Z. 1921, Seite 4.
[2]) Vgl. (Göttinger Messungen. (T. B) Profil Nr. 212).



stellung von Stahlflügeln die Anfertigung auf einer Schleifmaschine eine besondere Genauigkeit verspräche; es ist aber bisher noch nicht versucht worden.

Andere Methoden zur Modellflügelfertigung.

Zuweilen will man Flügelmodelle schnell und ohne besondere Haltbarkeit und Beständigkeit anfertigen, da sie nur für einen einzigen Windkanalversuch bald nach ihrer Herstellung dienen sollen. Auch ist es zuweilen recht wünschenswert, kleine Abänderungen an einem Flügel vorzunehmen, ohne deswegen ein neues Modell anzufertigen. Dafür eignet sich eine Herstellung aus gebranntem Gips am besten. Zwei aufeinander genau eingepaßte Formkästen sind durch Zapfen lösbar verbunden (Abb. 15). Von dem gewünschten Flügel-

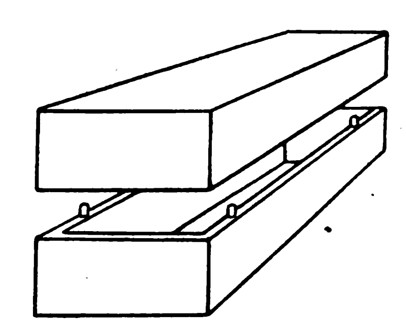


Abb. 15. Formkästen für Gipsflügelmodelle.

querschnitt werden zwei genaue, positive Schablonen (eine für die Ober-, die andere für die Unterseite des Flügelprofils) angefertigt und zur Führung am Formkasten mit zwei Stegen am Ende versehen (Abb. 16). Gut gebrannter Pariser Gips

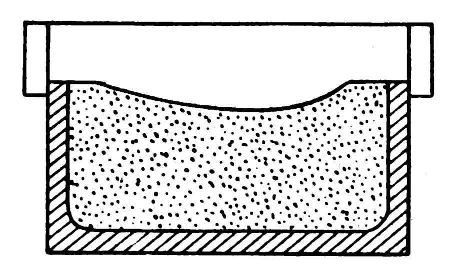


Abb. 16. Schablone zur Formherstellung auf dem Formkasten aufgesetzt.

wird mit wenig Wasser zu einem dicken Brei angerührt und in die Formkästen gefüllt. Mit der Schablone wird nun in dem dicken Gipsbrei die (negative) Flügelform roh hergestellt und nach dem Antrocknen des Gipses genau nachgearbeitet. Die letzte Nacharbeit soll aber erst nach dem Trocknen gegeben werden, da sonst das Einschrumpfen und Erhärten ein Verziehen der Form bedingt. Die Form wird dann mit Leinöl ausgestrichen und die beiden Formkästen aufeinander gesetzt. An einem Ende wird die Form abgeschlossen und die abschließende Kante durch einen Stab in ihrer Lage gehalten. Nach der Fertigstellung des Flügels läuft der Stab durch diesen längs hindurch und dient als Verstärkung des Modellflügels. Durch das freie, offene Ende wird in die Form ein Gipsbrei

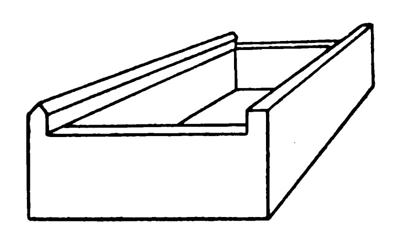


Abb. 17. Formkasten der Curtiss-Gesellschaft.

oder geschmolzenes Wachs, das nach dem Erstarren genügende Festigkeits- und Härteeigenschaften aufweist, eingefüllt. Nach dem Festwerden wird der Flügel aus der Form herausgenommen und am oberen Ende auf die gewünschte Länge abgeschnitten. Bei sorgfältiger Herstellung muß das fertige Modell eine glatte Oberfläche zeigen und genügend genau sein.

Solche Flügel sind aber nicht sehr dauerhaft und werden daher zweckmäßig bald nach ihrer Fertigstellung zu untersuchen sein. Für Versuche mit hohen Windgeschwindigkeiten sind diese Flügel ihrer geringen Widerstandsfähigkeit wegen natürlich ungeeignet.

Von der Curtiss-Gesellschaft ist eine andere Art der Herstellung von Flügelmodellen aus Gips entwickelt worden. Ein eiserner Formkasten mit zwei genau gearbeiteten, seitlichen Führungen auf den Seitenwänden (Abb. 17) wird nahezu ganz mit einem Gemisch aus Paraffin und Bergwachs angefüllt. Die erstarrte Füllung wird dann mit einer positiven Stahlblechschablone zur Gewinnung der Form für eine Flügelfläche ausgearbeitet. Die Schablone gleitet dabei auf den Führungen des Formkastens und kann durch eine Schraube in ihrer Höhenlage verstellt werden (Abb. 18). Nach Fertigstellung der

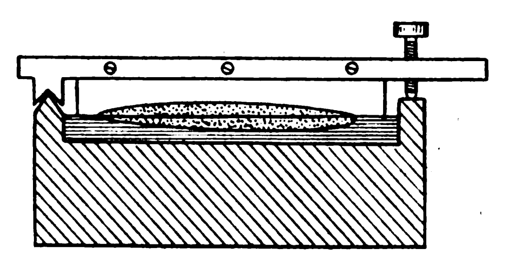


Abb. 18. Verstellschablone der Curtiss-Gesellschaft auf dem Formkasten aufgesetzt.

Form für eine Flügelfläche wird eine dünne Gipsschicht auf dem Wachs aufgebracht, ungefähr in der mittleren Flügeldicke ein Stahlblechkern eingelegt und die ganze Form mit Gipsbrei ausgefüllt. Dann läßt man das Ganze erhärten. Vor dem vollständigen Festwerden wird eine Schablone für die andere Fläche des Flügels, die wieder in den Führungen des Formkastens gleitet, aufgesetzt und damit die andere Flügel-

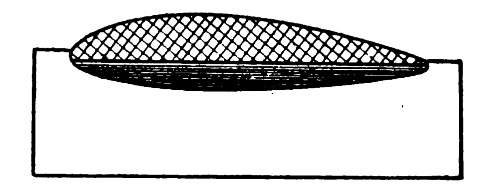


Abb. 19. Schablone zur Abänderung von Metallflügeln.

fläche ausgearbeitet (vgl. Abb. 18). Derartige Flügel können beliebig dünn hergestellt werden, besitzen aber nur geringe Festigkeit und müssen daher mit besonderer Vorsicht behandelt werden. Gewöhnlich unterstützt man sie durch einen in der Mitte angeordneten Stab.

Macht sich eine Reihenherstellung von Flügeln, bei denen lediglich eine Fläche geändert wird, erforderlich, wie es vor allem bei systematischen Flügeluntersuchungen vorkommt, so kann bequemerweise ein (nicht zu dicker) Metallflügel, der die gewünschte gleichbleibende Fläche besitzt, verwendet werden. Die andere Fläche darf beliebige Gestalt haben, Für die verlangten Gegenflächen werden Blechschablonen geschnitten, die in der aus Abb. 19 ersichtlichen Weise an die metallene Vorder- und Hinterkante des Flügels anliegen. Auf dem mit der bleibenden Seite nach unten und in einem

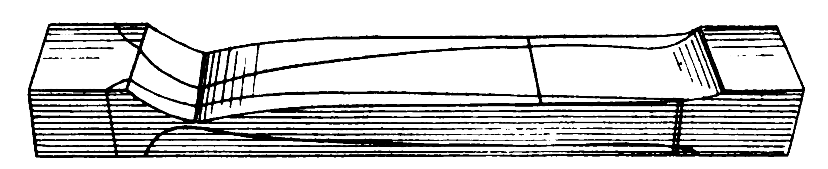


Abb. 20. Herstellung von kleineren Rümpfen.

passenden Futter gelagerten Flügel wird Wachs aufgebracht und dieses nach dem Erkalten mit der Schablone zu der gewünschten Form ausgearbeitet. Dabei kann man die Schablone mit der Hand am Flügel entlangführen; es ist jedoch besser, wenn man die Schablone in einer Fräsmaschine befestigt und den Flügel daran vorbeigleiten läßt. Der Flügel muß

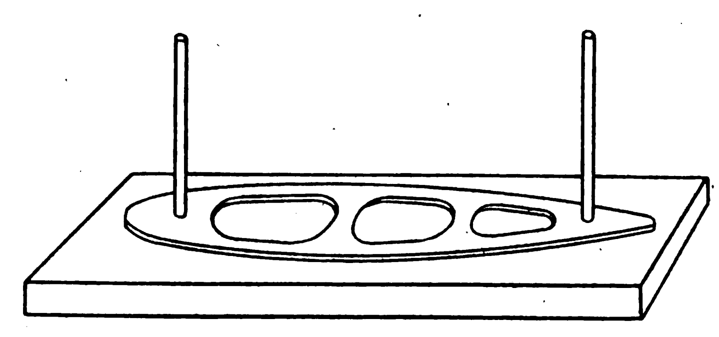
aber wenige Stunden nach der Herstellung untersucht werden, wenn das Wachs keine Deformationen aufweisen soll. Für diese Herstellungsweise erscheint auch Plastilina anwendbar, doch liefert es keine so günstigen Ergebnisse wie Wachs.

Rümpfe und Bootskörper.

Die Anfertigung von Rümpfen und Bootskörpern erfordert eine geringere Genauigkeit als die von Modellflügeln, so daß es überflüssig erscheint, hier ihre Herstellung des Näheren zu beschreiben. Größere Modelle sollen bis auf 0,5 mm und kleinere bis auf 0,25 mm den gegebenen Abmessungen entsprechen. Für einen Windkanal von 120 cm Dmr dürfen Modellrümpfe nicht über 92 cm Länge und rd. 13 cm Dmr besitzen. Das Gewicht darf dabei nicht höher als rd. 0,9 kg sein; alle größeren Modelle müssen daher hohl hergestellt werden. Als Holzarten empfehlen sich Weißfichte und Mahagoni, d. h. Holzarten, die leicht und gut bearbeitbar sind und dabei wenig zum Werfen neigen.

Kleinere Rümpfe lassen sich aus einem Holzstück, das man nach Abb. 20 in zwei Ebenen genau nach den vorgelegten Profilen aussägt, ausarbeiten. Die beim ersten Sägen abgeschnittenen Seitenteile werden wieder durch Nagelung leicht am Werkstück befestigt, um dieses beim Sägen der anderen Seite zu verstärken. Alle Seiten werden sorgfältig auf die vorgeschriebene Gestalt zugeschnitten und mit Hilfe von Schablonen mittels Hobels und Ziehklinge fertiggearbeitet. Die Oberfläche des Modells wird abgeschmirgelt, mit Bimsstein und Öl geschliffen und mit Schellack überzogen. Besitzt der Rumpf vorn eine Nabenhaube, dann dreht man diese Haube am besten gesondert ab, befestigt sie auf dem Rumpfkörper und arbeitet den viereckigen Vorderteil danach ab. Sitzausschnitte müssen mindestens bis zur halben Rumpftiefe in das Modell eingearbeitet sein; innenliegende Einzelteile, wie Sitze od. dgl. sind überflüssig. Windschirme müssen dagegen auch beim Modell nachgebildet werden, ebenso muß man am Hinterrande der Sitze Knöpfe aufsetzen, die die Köpfe der Insassen darzustellen haben.

Größere Rümpfe, d. h. solche, mit mehr als 46 cm Länge und 6,5 cm Dmr, müssen hohl hergestellt werden. Dazu schneidet man am besten aus dünnen (6,5 mm starken) Holzplatten eine Reihe aufeinanderfolgender Längsschnitte des Rumpfes aus. Diese werden innen ausgesägt und miteinander warm verleimt, wobei die einzelnen Holzlagen durch Zapfen in der richtigen Lage auf der Grundplatte gehalten werden (Abb. 21). Nach dem Erhärten des Leimes werden die Zapfen


Abb. 21. Herstellung von Hohlrümpfen für größere Modelle.

passend abgeschnitten und das Rumpfmodell an den Außenflächen nachgearbeitet. Auf diese Art erhält man leichte und genaue Nachbildungen, die nur wenige Schablonen erfordern, da die Längsschnitte unmittelbar einer Zeichnung entnommen werden können. Zur leichteren Einstellung des Modelles wird an einer Rumpfseite eine Parallele zur Luftschraubenachse angezeichnet.

Flugbootkörper und Schwimmer werden in der gleichen Weise hergestellt. Ihre Fertigung bedarf wohl keiner besonderen Beschreibung.

Flossen.

Flossen können auf die selbe Art wie Modellflügel und mit gleicher Genauigkeit aus Aluminium hergestellt werden. Dünne Flossen können auch aus Messing angefertigt werden, ohne zu schwer zu sein; Messing ist dabei in jeder Weise dem Aluminium vorzuziehen, vom Gewichtsunterschied abgesehen.

Es ist sehr wesentlich, daß man den Einstellwinkel der Flosse leicht und genau einzustellen imstande ist. Ein größter Ausschlag von 5° ist hinreichend. Das ganze Stellzeug muß aber im Rumpfinnern untergebracht sein, um die Luftströmung nicht zu beeinflussen. Es ist ferner wünschenswert, daß beide Flossenhälften bei der Einstellung miteinander gekuppelt sind.

Eine einfache und befriedigende Ausführung ist in Abb. 22 gegeben. Die beiden Flossenhälften besitzen Messingzapfen,

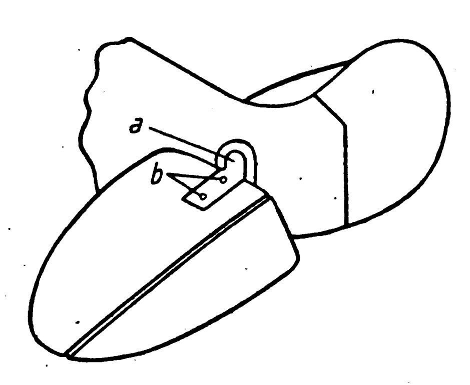


Abb. 22. Verstellbare Höhenflosse einfacherer Art mit Federring.

die in Schlitze eines Messingkörpers (*a*) eingreifen und auf der anderen Seite in die Flosse eingelassen und mit Messingstiften (*b*) befestigt sind. Die Festklemmung erfolgt durch einen Federring im Messingkörper. Bei einer ähnlichen Anordnung (Abb. 23) wird eine feinere Einstellung durch zwei Stell-

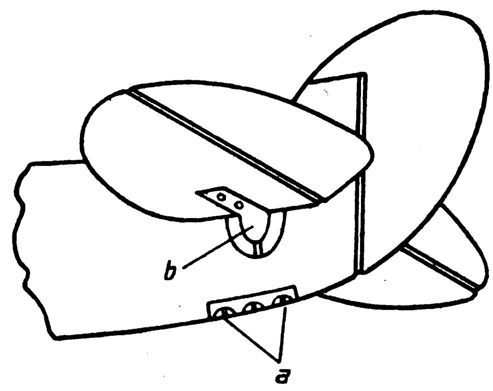


Abb. 23. Verstellbare Höbenflosse mit Stellschrauben (a).

schrauben (*a*), die von der Rumpfunterseite an den Messingkörper führen, bewirkt. Bei einer weiteren Ausführung (Abb. 24) ist die Flosse bei (*a*) angelenkt und die vordere Flossen-

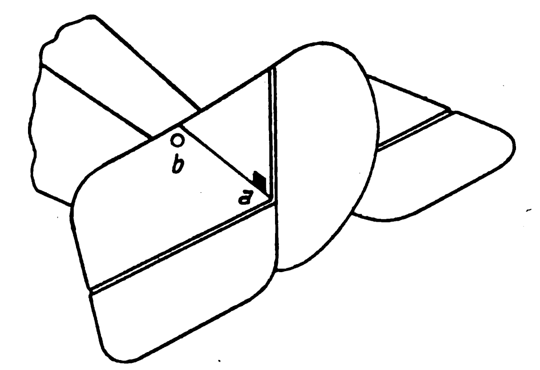


Abb. 24. Verstellbare Höhenflosse auf dem Rumpfrücken. Anlenkung in (a).

kante gegen die Stellschrauben (*b*) durch Federn hochgehalten. Jedes Modell muß zur Einstellung der Höhenflosse eine Einstellmarke, die mit der Höhenflossensehne parallel läuft, am Rumpf aufweisen.

Ruder.

Für Stabilitätsuntersuchungen müssen Quer-, Höhen- und Seitenruder beweglich sein. Das läßt sich auf eine einfache Weise dadurch erreichen, daß man die Ruder vom

Leitwerk mit einer feinen Säge trennt, die Innenkanten ausrundet und Ruder und Flosse durch mehrere kurze Stücke aus Weichmessingdraht miteinander verbindet (Abb. 25). Das



Abb. 25. Verstellbares Ruder.

erlaubt die Feststellung des Ruders in jeder gewünschten Lage, ohne daß ein unbeabsichtigtes Verdrehen zu befürchten stände. Dicke und Abstand der Drähte hängen natürlich von der Modellgröße und der Windgeschwindigkeit, bei der untersucht wird, ab.

(Schluß folgt.)

Bücherbesprechungen.

Fünfstellige Tafeln der Kreis- und Hyperbelfunktion, sowie der Funktionen e^x und e^{-x} mit den natürlichen Zahlen als Argument. Von Dr.-Ing. Keiichi Hayachi, Professor an der Kaiserlichen Kuyushu-Universität Fukuoka-Hakosaki, Japan. Berlin und Leipzig 1921, Vereinigung wissenschaftlicher Verleger. 8°. IV und 182 Seiten.

Dem Flugzeugtechniker werden aus diesen Tafeln vor allem die fünfstelligen Werte cos x, sin x, tg x, Coſ x, Sin x, Tg x, abhängig von x in Bogenmaß, willkommen sein. Denn dadurch spart er bei statischen Rechnungen die lästige Umwandlung in Winkelmaß. Nach Angabe des Verfassers gibt es bisher überhaupt nur drei Bogenmaßtafeln, die aber nach meiner Kenntnis wenig bekannt und noch weniger benutzt sind.

Außerdem sind die sechsstelligen Werte und Kehrwerte der Exponentialfunktion und der Winkelbetrag in Grad, Minuten und Sekunden hinzugefügt.

Der Bereich der Argumente x geht weit über den Vollkreis hinaus, nämlich bis 10,0 gleich rund 573°. Dabei ist zwischen 0 und 0,1 nach Zehntausendsteln, zwischen 0,1 und 3,0 nach Tausendsteln, von 1 bis 6,3 nach Hundertsteln und zuletzt nach Zehnteln abgestuft.

Im Anhang interessiert uns weniger eine 12-stellige Tafel der Exponentialfunktion in größeren Schritten von x und eine kleine Tafel zum Umrechnen von Bogenmaß in Winkel bis auf die neunte Stelle der Sekunden; als eine Formelsammlung, die auch Reihenentwicklungen enthält.

Das Buch wurde als Hilfsmittel zu dem Werk des Verfassers »Theorie des Trägers auf elastischer Unterlage« berechnet und nach einer anderen Quelle ergänzt. Ein Druckfehlerverzeichnis soll in Crelles Journal 1924 erscheinen. Ev.

Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico. Jahrgang 8, zweite Reihe, Nr. 1, März 1920. Rom 1920. Gr.-8°, 134 Seiten mit 91 Abbildungen und vielen Zahlentafeln im Text, wie mit Feingefügebildern auf Tafeln.

Bei der Besprechung des 2. und 3. Heftes der zweiten Reihe dieser »Berichte der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt« (ZFM 1921, Heft 2 vom 31. Januar, S. 26) wurde bereits auf das erste Heft hingewiesen, das uns jetzt zugegangen ist. Es enthält außer einem kurzen Vorwort des Herausgebers, Anstaltsdirektor G. A. Crocco, eine längere Abhandlung von G. Gallo und F. V. Nardelli: Il legno e i metodi di trattamento per la sua conservazione, also eine Sonderschrift über das Holz und die Verfahren zu seiner Konservierung, natürlich mit besonderer Rücksicht auf den Leichtbau in der Flugtechnik und auf die Schwierigkeit der Beschaffung geeigneter Hölzer wahrend des Krieges.

Nach einer botanischen Einleitung über das Gefüge, den Aufbau der Zellen, die Fehler und Krankheiten des Holzes folgt im zweiteu Teil die Theorie der Holztrocknung, nämlich im zweiten Kapitel die Beziehungen zwischen Holzfaser und Wassergehalt, im dritten die physikalischen und chemischen Vorgänge während der natürlichen und künstlichen Auswitterung.

Im nächsten Abschnitt werden in vier Kapiteln die ebengenannten Konservierverfahren, ferner die künstliche Austrocknung und die oberflächliche oder durchgehende Tränkung, zuletzt das Verfahren der Verfasser, das Holz zum Schließen der Poren mit einem Paraffin- oder Naphtalinbad in der Schmelzwärme zu behandeln, besprochen.

Der letzte Abschnitt handelt von den Prüfverfahren, den physikalischen und mechanischen Eigenschaften der Hölzer. Daran schließen sich ausführliche Zahlentafeln über Gefüge, Dichte, Festigkeitseigenschaften usw. von 65 verschiedenen Holzarten in grünem und lufttrocknem Zustande, endlich ein Verzeichnis von 22 deutschen, englischen, italienischen oder französischen Werken — eine wertvolle Arbeit. E.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Das 4. Beiheft zur ZFM ist als neues Jahrbuch unserer Gesellschaft erschienen und enthält den Sitzungsbericht, sowie die Vorträge der VI. Ordentlichen Mitgliederversammlung 1920. Das Heft ist an unsere Mitglieder durch den Verlag Oldenbourg in den letzten Tagen des Mai und den ersten Tagen des Juni zum Versand gekommen. Durch die ständig steigenden Druck- und Papierkosten ist es uns unmöglich geworden, das Jahrbuch kostenlos zu liefern. Wir wären daher unseren Mitgliedern zu Dank verpflichtet, wenn Sie M. 20.— als Unkostenbeitrag für das Exemplar baldmöglichst auf unser Postscheckkonto Berlin 22 844 einzahlen würden.

2. Die Vorbereitungen für die VII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL, die voraussichtlich in der Zeit vom 4. bis 8. September 1921 in München stattfinden soll, sind bereits im Gange. Wir bitten unsere Mitglieder, Anregungen, Adressenänderungen usw. umgehend hierher gelangen zu lassen, damit das Programm so reichhaltig wie nur möglich und die Einladungen vollzählig versandt werden können. Weitere Bekanntmachungen hierüber erfolgen an dieser Stelle.

3. Wir haben mit der Verlagsbuchhandlung Richard Carl Schmidt & Co. ein Abkommen getroffen dahin, daß sie bereit ist, unseren Mitgliedern beim Bezuge durch die Geschäftsstelle unserer Gesellschaft das »Handbuch für Flugzeugkunde« zum ermäßigten Preise abzugeben, und zwar:

		bei Entnahme in der Geschäftsstelle für	bei Zustellung durch die Post Nahzone	Fernzone
Band VI, 1 Dechamps & Kutzbach: »Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren«,	statt M. 88.—	M. 68.—	M. 71.—	M. 72.—
Band VI, 2 Pülz: »Kühlung und Kühler von Flugmotoren«,	statt M. 55.—	M. 42.50	M. 43.50	M. 43.50
Band IX, Niemann: »Funkentelegraphie im Flugzeug«,	statt M. 132.—	M. 102.—	M. 105.—	M. 106.—

Diese Vergünstigung kann jedoch nur beim Bezug durch unsere Gesellschaft selbst stattfinden.

4. Wir bitten unsere Mitglieder dringend, bei Anfragen usw. infolge der hohen Portosätze stets das Rückporto beizufügen.

5. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:
Kfm. Carl Christmann, Berlin-Halensee, Nestorstr. 7.
Kfm. Dir. Ernst Hammel, Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 13.
Ing. C. A. Fischer, Haw-Propeller-Company m. b. H., Berlin NW 7, Dorotheenstr. 4c.
Ing. Walter Scherz, Friedrichshafen a. B., Olgastr. 4.
Hans Hackmack, Darmstadt, Schloßgarten 45.
Erik Thomas, Darmstadt, Frankfurterstr. 48.
Dipl.-Ing. Max Schilhausl, München, Schleißheimerstr. 87.
Rechtsanwalt u. Notar Dr. Ernst Tauber, Berlin W 9, Potsdamerstr. 131.
Hptm. a. D. von Scheve, Berlin-Lankwitz, Alsheimerstr. 4.
Oblt. Paul Hjelt, Helsingfors, Mariegatan 13.
Major Bertel Martenson, Helsingfors, Mariegatan 23a.
Major Arne Somersalo, Helsingfors, Brändö.

Außerordentliche Mitglieder:
Luft-Pool, Hamburg, Alterwall 12.
Segelflugzeugwerke G. m. b. H., Baden-Baden, Beuernerstraße 26.

6. Anschriftsänderungen:

Luft-Polizei-Abteilung Mitteldeutschland, Halberstadt, früher: Polizei-Fliegerstaffel Mitteldeutschland, Halberstadt.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Eine Preisstiftung von 25000 Fr. für Helicoptere hat der Aero-Club von Frankreich vorgenommen. Gefordert wird vertikaler Aufstieg bis zu einer theoretischen Zylinderhöhe von 25 m und Landung am Ausgangspunkt. (»Journal«-Paris, 14. 4. 21.) Hu. **21/18. 5.**

Die projektierten Wettbewerbe des schweizerischen Aero-Clubs für 1921 sind: 1. Ein »längster Flug ohne Zwischenlandung«; 2. ein Preis für die größte durchflogene Strecke; 3. Überfliegen der Strecke Dietschhorn—Wetterhorn; 4. Preis von Glockenthal; 5. Preis für Ausländer (Piloten mit einem gültigen F. A. J.-Zeugnis) mit Landungen in einem Umkreis von 10 km vom Mittelpunkt Tschlieron—Zürich. (»l'Auto«-Paris, 17. 4. 21.) Hu. **21/18. 6.**

Das Luft-Derby des Jahres 1921 findet auf dem Flugplatz Hendon am 16. Juli statt. Die Wettbewerbsregeln wurden vom Kgl. Britischen Aero-Club nach den Grundsätzen der F. A. J. aufgestellt.

Preis: 400 Pfd. für denjenigen Flieger, der die vorgeschriebene Strecke in der kürzesten Zeit zurücklegt.

Vorgaberennen: Erster Preis 200 Pfd., zweiter Preis 100 Pfd., dritter Preis 50 Pfd.

Vorschriften: Der Wettbewerb ist für jedermann ohne Rücksicht auf die Staatsangehörigkeit offen, vorausgesetzt, daß er im Besitze der Lizenz eines solchen Aeroklubs ist, welcher der F. A. J. angeschlossen ist.

Nenngeld: 10 Pfd., vor dem 6. 7. 21 an den britischen Aeroklub zu entrichten.

Rennstrecke: Etwa 320 km zweimal um London herum: Hendon — Brooklands — Weybridge — Epson — West Thurreck — Epping—Heltford. (»La Patrie«-Paris, 28. 4. 21.) **21/20. 5.**

Weltluftverkehr.

Luftpost Bayonne—Santander. Der Luftverkehr Bayonne—Bilbao, 1920 eröffnet, ist seit 5. 4. bis Santander durchgeführt. Start in Bayonne Montag, Donnerstag und Sonnabend 9 Uhr vorm., Ankunft (nach Zwischenlandung und einstündigem Aufenthalt in Bilbao) 12 Uhr mittags; Abflug in Santander 2 Uhr nachm., Ankunft in Bayonne 5 Uhr nachm. (»L'Auto«-Paris, 9. 4. 1921.) Hu. **21/18. 4.**

Die Flugpostbeförderung auf der Strecke Hamburg—Bremen—Amsterdam—Rotterdam ist einer Mitteilung des Reichspostministeriums zufolge vom 1. Mai an in beiden Richtungen auf die Werktage beschränkt worden. **21/21. 7.**

Deutschland.

Die Luftfahrt im Unterricht der Schulen. Einer Anregung der Preußischen Staatlichen Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht zufolge wurde im Winterhalbjahr 1920/21 unter den Lehrgängen dieser Hauptstelle ein Lehrgang, betitelt »Die Luftfahrt«, zur Fortbildung der Lehrer und Lehrerinnen Groß-Berlins abgehalten. Der Lehrgang bestand aus 13 Doppelstunden über die verschiedenen Fragen der Luftfahrt, wie die Entwicklung des Flugwesens, die Luftschiffahrt, die Aerologie, die Funkentelegraphie der Luft, das Luftbildwesen, die kulturellen Aufgaben der Luftfahrt, der heutige Stand der Luftfahrt. **21/19. 2.**

Routenänderung der Luftpost Berlin—Königsberg (21/13. 4.). Vom 15. Mai an wird die Luftpostlinie Berlin—Danzig—Königsberg über Stettin anstatt wie bisher über Schneidemühl geführt werden. Hierdurch erhält Stettin Anschluß an Berlin und die Ostseehäfen Danzig und Königsberg.

Flugplan:

		↓		↑
8^{45}	ab	Berlin	an	4^{15}
9^{45}	an	Stettin	ab	3^{15}
9^{55}	ab	Stettin	an	3^{05}
1^{50}	an	Danzig	ab	11^{10}
2^{05}	ab	Danzig	an	10^{35}
3^{15}	an	Königsberg	ab	9^{15}

In Köslin und Stolp finden nach Bedarf Landungen ohne Postaustausch statt. **21/21. 5.**

Flugstatistik des Rumpler Luftverkehr im Monat Mai.

Flugstrecke	Anzahl der vorgesehenen Flüge	Anzahl der ausgefallenen Flüge	Anzahl der abgebrochenen Flüge	Durchschnittliche Flugzeit h	Anzahl der Passagiere	Beförderte Post in kg	Zuverlässigkeit in vH
Berlin Leipzig	31	1[1])	1[1])	1^{05}	7	116	93,5
Leipzig Berlin	31	1[1])	—	1^{10}	3	30	96,6
Augsburg München Fürth/Nbg. Leipzig	31	—	1[3])	4^{05}	41	25	96,6
Leipzig Fürth/Nbg. München Augsburg	31	2[2])	4[4])	4	42	215	81

[1]) 1 Flug wegen schlechtem Wetter ausgefallen. 1 Flug wegen schlechtem Wetter abgebrochen.

[2]) 1 Flug wegen Motordefekt, 1 Flug wegen ungünstiger Witterung ausgefallen.

[3]) Wegen schlechtem Wetter abgebrochen, am nächsten Tage weitergeflogen.

[4]) 1 Flug wegen Motordefekt abgebrochen, 3 Flüge wegen schlechtem Wetter abgebrochen, am nächsten Tage weitergeflogen.

Sonderflüge:	18	dabei beförderte Passagiere	28
Rundflüge:	41	» » »	79
Bildflüge:	3	» » »	3.

Lloyd-Luftdienst. Der demnächst erscheinende Flugplan Nr. 5 des Lloyd-Luftdienstes Bremen enthält eine ganze Reihe wichtiger Änderungen. So sind neu hinzugekommen die Luftstrecken Bremen—Wangerooge und Travemünde—Warnemünde—Saßnitz—Swinemünde. Hiermit hat die Eröffnung des Nord- und Ostsee-Bäderdienstes stattgefunden. Eine Verlegung hat die Strecke Berlin—Königsberg, die jetzt statt über Schneidemühl—Danzig über Stettin—Danzig verläuft, erfahren. Da Stettin und Swinemünde nahe beieinander liegen, ist die Luftverbindung Berlins mit eben genannten Ostseebädern hergestellt. Ebenfalls ist die Strecke Hamburg—Magdeburg—Breslau jetzt in Hamburg—Magdeburg—Leipzig—Dresden abgeändert worden. Eine weitere wesentliche Verbesserung besteht in der Herabsetzung der Flugpreise um die Hälfte auf der Strecke Hamburg—Bremen—Amsterdam—Rotterdam, Vereine und Behörden erhalten eine weitere Ermäßigung von 50 vH, so daß zu erwarten ist, daß diese wichtige Strecke reger benutzt werden wird als bisher, besonders da in Bremen der Anschluß nach Berlin gewahrt wird. Der Flugplan Nr. 5, der in Kürze bei allen Vertretungen des Norddeutschen Lloyd gratis erhältlich ist, enthält auf der Rückseite einen ausführlichen Flugposttarif.

Amerika.

Ein Gesetz betr. Überfliegen von Menschenansammlungen wurde vom Senat in New Jersey am 29. März 1921 angenommen. Danach ist Flugzeugen das Überfliegen von Zuschauern auf Messen und öffentlichen Veranstaltungen unter 2000 Fuß (610 m) verboten. (Aerial Age, 11. 4. 21.) **21/18. 7.**

Luftverkehrsprojekt Cleveland—Detroit. Zur Aufnahme des Luftverkehrs auf der Strecke Cleveland—Detroit wurde die Great Lake Airway Inc. und Ohio Corporation in Cleveland gegründet. Der Verkehr soll mit Flugbooten HS 2 und F5L am 15. Mai aufgenommen werden. Die Linie wird die Orte Cedar Point, Put in-Bay, Toledo, Pelu Island (Kanada) und andere Inseln und Orte am westlichen Eriesee berühren. (»Aerial Age«, 11. 4. 21.) **21/19. 26.**

Die Einrichtung eines Luftschiffsdienstes in den Vereinigten Staaten wird von einer Gesellschaft beabsichtigt, die über ein Aktienkapital



von 50 Millionen Doll. verfügt und der die bedeutendsten amerikanischen Luftfahrtingenieure angehören.

Das Programm sieht zehn große Luftschiffe vor. Der Betrieb soll dem Passagierverkehr zwischen allen größeren Städten dienen. Demnächst wird als erste die Linie New York—Chicago eröffnet werden. Armee, Marine, Post- und Handelsministerium haben ihre Unterstützung zugesagt. (New York, »Herald«, Paris, 1. 5. 21.) **21/20. 28.**

Heliumgewinnung in Amerika. Kürzlich wurde in Texas eine große Anlage zur Gewinnung von Heliumgas für die Füllung von Luftschiffen vollendet. Es handelt sich um Naturgasquellen, aus denen das Helium durch stufenweise Verflüssigung erhalten wird. Die amerikanischen Heliumgewinnungsanlagen werden im großen Maßstabe weiter ausgebaut und stehen im Zusammenhang mit dem Bestreben zur Schaffung einer starken amerikanischen Luftflotte. (»Neue Züricher Zeitung«, Zürich, 7. 5. 21.) **21/20. 29.**

Dänemark.

Ablehnung der staatlichen Luftfahrtsubvention. Die dänische Luftfahrtgesellschaft hatte bei der Regierung einen Staatszuschuß von 15000 Kr. gefordert. Dieser Zuschuß ist seitens der dänischen Luftfahrtkommission nicht befürwortet worden, so daß damit gerechnet werden kann, daß die Regierung ihn nicht bewilligen wird. Die genannte Kommission war der Ansicht, daß, wenn Staatszuschüsse gegeben würden, alle, die eine Flugroute einrichten, darauf Anspruch haben. Es wird nicht als Staatsaufgabe betrachtet, Flugverkehr einzurichten, sondern diese Tätigkeit wird den privaten Gesellschaften überlassen, die, wenn sie geschäftsmäßig geleitet werden, auch ohne staatliche Unterstützung auskommen können. Die dänische Luftfahrtgesellschaft wird trotzdem ihren Betrieb nicht einstellen, beabsichtigt vielmehr, in diesem Sommer ihre Tätigkeit noch weiter auszudehnen. (»Überseedienst«, 19. 5. 21.) **21/21. 14.**

England.

Verwendung von Flugzeugen mit Doppelsteuerung für den zivilen Verkehr. Das englische Luftministerium schreibt den Flugplatzwerkmeistern vor, daß sie Maschinen mit Doppelsteuerung, welche Passagiere befördern, nur dann die Flugerlaubnis erteilen dürfen, wenn die Doppelsteuerung so verblockt worden ist, daß sie nicht von einem Fahrgast in Tätigkeit gesetzt werden kann. (»Notice to Ground Engineers«, Nr. 5, 1921.) **21/19. 8.**

Britische Subventionen. Der britische Luftfahrtetat garantiert den beiden Luftverkehrsgesellschaften, die den Kanal-Luftverkehr vermitteln, einen Gewinn von 10 vH; überschüssige Beträge sind an das Luftministerium zurückzugeben. Die Gesellschaften erhalten für jeden Flug 25 Pfd. Sterl. Beihilfe, jedoch insgesamt nicht mehr als 25000 Pfd. Sterl. je Firma während eines Zeitraumes von 7 Monaten. (»Times«, 2. 4. 21.) **21/19. 9.**

Das Verhältnis der Rentabilität zum Flugzeugtyp untersucht das englische Fachblatt »Aeroplane«. Der Untersuchung wurden zugrunde gelegt die Ergebnisse einer Woche (6.—12. September v. Js.) auf der Strecke London—Paris. Es wurden befördert mit:

D H 9	15 Fahrgäste	in 11 Flügen
D H 16	62 »	» 22 »
D H 18	31 »	» 8 »
	108 Fahrgäste	in 41 Flügen,

mithin durchschnittlich 108 : 41 = 2,64 Passagiere zum Fahrpreis von Pfd. Sterl. 10/10/- pro Kopf oder Pfd. Sterl. 27/14/5 pro Fahrt. Für die einzelnen Typen betragen die Durchschnittszahlen:

D H 9 = 1,36
D H 16 = 2,8
D H 18 = 3,86.

Die D H 18-Maschine war also wirtschaftlicher; in Geld umgerechnet ergibt sich für sie ein Durchschnitt von Pfd. Sterl. 42/3/2, was als günstiges Resultat betrachtet werden kann.

Inzwischen haben sich die Verhältnisse allerdings wieder infolge der Unterbietung durch französische Gesellschaften, die schließlich zur Einführung eines Tarifes von Pfd. Sterl. 6/6/- führte, geändert. In der Zeit vom 21. 3.—4. 4. ds. Js. wurden in 25 Flügen 156 Fahrgäste befördert oder durchschnittlich 6,24 Passagiere zu Pfd. Sterl. 6/6/- je Fahrt = Pfd. Sterl. 39/6/2. Trotz der Herabsetzung der Fahrpreise um fast 50 vH bleibt dieses Ergebnis doch nur um etwa 7½ vH hinter dem besten Ergebnis des Vorjahres (des D H 18-Typs. D. Ber.) zurück. Es soll aber damit nicht gesagt sein, daß sich der Pfd. Sterl. 6/6/-Tarif nunmehr bezahlt mache; er hat lediglich, wie zu erwarten war, zu einer Steigerung des Verkehrs und damit zu einer Verbesserung des Durchschnittsertrages geführt. (»Aeroplane«-London, 13. 4. 21.) **21/21. 11.**

Frankreich.

Ein Steiggeschwindigkeitsrekord wurde von dem Franzosen Kirch aufgestellt. Er erreichte in 14 min eine Höhe von 6000 m. Durchschnittliche Steiggeschwindigkeit über 25 km/h. Die ersten 3000 m stieg Kirch in 6 min, was einer Steiggeschwindigkeit von 30 km/h entspricht. (»Journal«-Paris, 27. 4. 21.) **21/19. 13.**

Die stetige Zunahme der französischen Handelsluftfahrt geht aus folgenden Ziffern hervor:

	März 1921	Febr. 1921
Ausgeführte Flüge . .	438	?
Zurückgelegte Strecke .	154 551 km	88 139 km
Beförderte Passagiere .	645	200
Beförderte Güter . . .	11 353 kg	6 979 kg
Beförderte Post . . .	493 kg	320 kg

(»Überseedienst«, 19. 5. 1921.) **21/21. 13.**

Italien.

Italienische Subventionen. Die italienische Regierung beabsichtigt, L. 17—30 Mill. für die Zivilluftfahrt in den Etat einzustellen. Den Firmen Ansaldo, Fiat, Savoia, Macchi und Breda soll je 1 Mill. Beihilfe gewährt werden. (»L'Auto«-Paris, 25. 4. 21.) **21/20. 18.**

Japan.

Eine japanische Zeitschrift für Luftfahrt ist unter dem Namen »Hiko« ins Leben gerufen worden. Das Blatt ist das amtliche Organ der kaiserlichen aeronautischen Gesellschaft von Japan. Es erscheint nur in japanischer Sprache und hat bereits große Verbreitung gefunden. Die Leserzahl soll sich auf 30000 belaufen. (»Aviation«, New York, 11. 4. 21.) **21/20. 26.**

Niederlande.

Ablehnung der internationalen Luftkonvention. Der niederländische Minister für Wasserbau, zu dessen Ressort die Luftfahrt in den Niederlanden gehört, hat sich dahin ausgesprochen, daß sich Holland der internationalen Luftfahrtkonvention nicht anzuschließen wünsche, aber bereit sei, mit verschiedenen Staaten besondere Luftabkommen abzuschließen. (»Times«, 21. 4. 21.) **21/19. 19.**

Schweiz.

Richtlinien für Flugzeugkonstrukteure sind von der Schweiz herausgegeben worden.

I. Militär-Luftfahrzeuge:

A. Start und Landung: Anlauf und Auslauf müssen möglichst kurz sein. Der Auslauf wird gemessen

a) von dem Punkte ab, an dem ein im Gleitflug niedergehendes Flugzeug beim Passieren eines 15 m hohen Hindernisses sich befindet, bis zu dem Punkt, an dem es den Boden berührt;
b) von dem gleichen Punkte bis zu dem Punkt, an dem das Flugzeug zum Stehen kommt.

B. Horizontal- und Steiggeschwindigkeit sowie Manövrierfähigkeit müssen möglichst groß sein.

C. Führer- und Beobachtersitz sollen möglichst nahe zusammenliegen; beide müssen ein gutes Schußfeld haben.

D. Ladefähigkeit: Außer einer Nutzlast von 400 kg, Brennstoff für einen 3—4 stündigen Flug.

E. Möglichst großes Gesichtsfeld.

II. Handels-Luftfahrzeuge.

A. Wie zu I.

B. Gute Geschwindigkeit. Steiggeschwindigkeit mindestens 1 km in 10 min und 3 km in 35 min. Gipfelhöhe mindestens 3,5 km.

C. Motoren. Geringe PS-Zahl. Möglichst mehrere Motoren. Gleitflug muß mit abgestellten Motoren, Horizontalflug auch mit einem Motor allein möglich sein. (Ausnahmen sind für Wasserlandflugzeuge zulässig).

D. Ladefähigkeit: Außer einer Nutzlast, entsprechend dem Gewicht des Führers und von 4—8 Passagieren mit beschränktem Gepäck, Brennstoff zu einem 4—5 stündigen Flug. Die Passagierkabine muß leicht zugänglich sein und gute Aussicht bieten.

E. Besondere Konstruktionsergebnisse: Das Flugzeug muß möglichst unabhängig von der Unterbringung in Schuppen oder Hallen sein. (Metallkonstruktion; zusammenlegbare Tragdecks.)

F. Gesichtsfeld. Wie zu I.

(»Aeronautics«, London, 14. 4. 21.) **21/21. 15.**

Uruguay.

Luftpost in Uruguay. Nach einer Mitteilung des uruguayischen Postmeisters hat sich ein zwischen Montevideo und verschiedenen Städten im Hinterlande eingerichteter Luftpostdienst gut bewährt. Man plant jetzt eine tägliche Luftpostverbindung zwischen Montevideo und Buenos Aires. (Buenos Aires, »Herald«, 27. 3. 21.) **21/21. 19.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Der amerikanische Floyd Smith-Fallschirm ist (neben dem Watkins-Fallschirm) der beste amerikanische Flugzeug-Fallschirm. Hat die Prüfungsbedingungen der U. S. Heeres-Versuchsanstalt in guter Form erfüllt. Fallschirm ist in einer Verpackung (Muster 1: 46 × 31 × 8 cm; Muster 2: 61 × 31 × 8 cm) auf dem Rücken des Fliegers untergebracht und durch Reißleine am Flugzeug befestigt oder vom Abspringenden selbst aufziehbar, zeigt flache Kugelhaubenform. Hülle aus Mommo-Shantung-Seide Nr. 8 mit 9,9 kg/cm Schuß- und 7,9 kg/cm Kettefestigkeit gefertigt, besitzt 40 seidene Aufhängeseile von je 115 kg Zerreißfestigkeit, die in vier Gruppen zu je zehn an einem D-förmigen Ringe befestigt sind. An diesem Ringe (2,27 t Bruchfestigkeit) greift das Aufhängegeleine mit 1,55 t Zerreißfestigkeit und eingeschalteter, 1,05 m langer, sehr starker Gummifederung (zur Aufnahme des Öffnungsstoßes) an. Muster 1 für Insassen bis 70 kg Gewicht, Muster 2 für schwerere Insassen. (Festigkeitsangaben beziehen sich auf Muster 1).

Durchmesser (Muster 1)	8,50 m
Fallschirmgewicht einschl. Verpackung (Muster 1)	5,56 kg
Fallschirmgewicht einschl. Verpackung (Muster 2)	6,88 kg.

Fallschirm stellt eine Nachahmung des französischen Roberts-Schirmes (oder vielmehr des deutschen Heinecke-Schirmes, vgl. 21/18. 13! D. Ber.) dar. — L. P. Frantzen, L'Aérophile, Bd. 29, Heft 7/8, 1/15. April 1921, S. XVIII/XIX (1½ Sp., 6 Lichtb.). W. **21/20. 31.**

Flugzeugbau. Tätigkeitsbericht des Unterausschusses für Feuerschutz im Flugzeug im englischen Luftfahrtbeirat. Versuche über Feuersicherheit von Zündapparaten zeigen, daß keiner feuersicher ist. Räumliche Trennung vom Vergaser vorteilhaft. Vergaserbrand entsteht durch Rückschläge in den Vergaser nur dann, wenn brennbare Benzinrückstände in der Ansaugleitung vorhanden. Verlegung derselben außerhalb der Karrosserie ratsam. Bisher bestes Feuerlöschmittel: Kohlentetrachorid durch Kohlendioxyd durch eine Düse ausgespritzt. Versuche an Brennstoffbehältern ergaben eine Form, die beim Sturz nicht auseinanderbricht und undicht wird. — Report of the Advisory Committee for Aeronautics, 1919/20, S. 42/46 (4 S., o. Abb.). Hn. **21/20. 32.**

Flugzeugberechnung. Einige Messungen an dicken Profilen mit Klappen. Die durch Vervielfachen der Höhen bewährter Profile gewonnenen dicken Querschnitte mit meist eingewölbter Unterseite ergeben etwa 10 vH größere Auftriebsbeiwerte als ähnliche Profilmessungen aus Göttingen. Die beiden besten Querschnitte werden durch zwei Längsscharniere zu Verstellprofilen umgewandelt. Länge der vorderen Klappe 15, der hinteren 30 vH der Flügeltiefe. Der größte Auftriebsbeiwert steigt um 25 und 29 vH bei Winkeln von 50 und 55° der hinteren Klappe. — C. D. Hanscon (Chefkonstrukteur von Glenn L. Martin), Aerial Age Weekly, Bd. 13, 4. April 1921, S. 79/82 (7 Sp., 21 Schaub.). Hn. **21/19. 34.**

Flugzeugberechnung. Das Geschwindigkeitsproblem. Aus den Grundgleichungen für den Wagrechtflug folgt, daß ein Rennflugzeug einmotorig, leicht und mit geringstem Luftwiderstand gebaut sein und einen guten Schraubenwirkungsgrad aufweisen muß. Die Durchrechnung eines Rennflugzeugs mit einem 300 PS-Hispano-Suiza-Motor zeigt, daß sich im Wagrechtfluge ohne Drücken und in Bodennähe 313 km/h erreichen lassen. Günstigste Landegeschwindigkeit 160 km/h, Geschwindigkeit in engen Wagrechtkurven 248 km/h. Einziehbares Fahrgestell bringt Gewinn von 15 km/h. Da die größte Sturzfluggeschwindigkeit sich zu 610 km/h ergibt, liefert die Messung der Geschwindigkeit beim Flug mit Höhenverlust keinerlei Anhalt für die größte Wagrechtgeschwindigkeit. — J. Philippe, L'Aéronautique, Bd. 3, März 1921, S. 136/137 (4 Sp., 2 Schaub. und Skizz.). W. **21/19. 35.**

Flugzeugberechnung. Luftwiderstandsbeiwerte. Bd. 3, April 1921, S. 77/80 (7 Sp., 10 Schaub., 3 Skizz.).

Anhang: Die deutschen Formelbezeichnungen sind den französischen Luftwiderstandsformeln von Eiffel vorzuziehen, da sie Luftdichte und Staudruck enthalten (Vergleich der verschiedenen Formelbezeichnungen, durch zahlreiche Druckfehler entstellt. D. Ber.) — Robert Gsell, ebenda, S. 80/81 (2 Sp., o. Abb.). W. **21/19. 36.**

Flugzeugberechnung. Das Tragwerkgewicht, abhängig von den Abmessungen und den Kennwerten der Flugzeugfestigkeit. Unter der Annahme ähnlicher Vergrößerung und gleichbleibender Flächenbelastung wachsen die Lasten an den Flügelwurzeln wie die Quadrate, die Flügelgewichte wie die Würfel der Längen. Aus statischen Überlegungen folgt das Flügelgewicht proportional der Sicherheitszahl, der Flächenbelastung und der Längenabmessung, wobei vom Flügelgewicht streng genommen die nicht versteifenden Teile abzuziehen sind, deren Gewicht etwa der Fläche proportional ist.

Trägt man für verschiedene Werte des Proportionalitätsbeiwerts die so verminderten Flügelgewichte, geteilt durch die Sicherheitszahl und die Länge bzw. die Wurzel aus der Fläche über dem Gesamtgewicht, vermindert um das Flügelgewicht, logarithmisch auf, so liegen die Punkte für die in Italien seit 1916 bruchbelasteten Flugzeuge nahezu auf geraden Linien, die für eine bestimmte Größe jenes Beiwerts die theoretische Beziehung ergeben, somit gerechtfertigt scheinen. Abweichungen von diesem Gesetz wären durch leichtere Bauart bei der Vergrößerung erklärt.

Aus der Beziehung läßt sich umgekehrt das Flügelgewicht, abhängig vom Gesamtgewicht, ermitteln. — Augusto Rota, Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 9, Reihe 2a Nr. 1, Februar 1921, S. 3/19 (16½ S., 6 Auftragungen von Versuchswerten, 12 Schaub.). E. **21/20. 33.**

Flugzeugberechnung. Umstände, die die Schwebegeschwindigkeit eines Flugzeuges bestimmen, sind der Flügelschnitt mit 26 vH, die Flächenbelastung, das Seitenverhältnis der Flügel mit 4 vH, die Staffelung und die Baugröße mit je 2 vH, der Schraubenstrahl an den Flügeln mit 1 vH, die senkrechte Komponente des Schraubenschubs mit 3 vH, die Leistung im wagrechten Fluge mit 5 vH, die Höhensteuerung mit 20 vH und die Seitensteuerung mit 15 vH, für die jeweils größte Änderung der betreffenden Größe.

Es kommt dabei vor allem auf den Geschwindigkeitsbereich der schnellen Flugzeuge an. Die Auftriebskurve des Profils darf nicht zu schroff abbrechen, doch ist zu beachten, daß bei großen Flugzeugen die Unstabilität bei größeren Anstellwinkeln liegt, daß die Nähe des Erdbodens noch 5 vH Auftriebsvergrößerung bedingt und daß der Einfluß des Schraubenstrahls abzuziehen ist. So folgt eine Formel für die Schwebegeschwindigkeit.

Mit großem Anstellwinkel kann man langsamen Wagrechtflug erzielen. Dabei macht der Zug der Schrauben nach oben nicht viel aus.

Man kann um so mehr ziehen, je wirksamer das Höhenruder, je schwanzlastiger und weniger stabil das Flugzeug.

Beim Überziehen kommt man um so eher ins Abrutschen oder Trudeln, je besser die Seitenruder wirken. — F. N. Norton, Aerial Age Weekly, Bd. 13, 28. März 1921, S. 57/60 (5½ Sp., 4 Skizz. von Flügelprofilen, 11 kl. Schaub. von Modellen und Flugmessungen, 2 Zahlentaf.). E. **21/20. 34.**

Flugzeugberechnung. Die Fahrweite von Flugzeugen und Luftschiffen wurde früher von [illegible]énaud, Renard, Margoulis, Wieselsberger, Dorand, Quittner, D[illegible]illers, Rateau u. a. untersucht.

Nach Klärung der Fragen ist eine Rechentafel nach Art der Eiffelschen lagarithmischen Flugzeugpolare nützlich, auf der man ein durchsichtiges Blatt mit Teilungen des Windwinkels, der Windgeschwindigkeit, auch im Verhältnis zur Fluggeschwindigkeit, und der Flugstrecke zweckmäßig verschiebt.

Allgemeine Ergebnisse: Bei gleichbleibendem Schraubenwirkungsgrad und Betriebsstoffverbrauch fliegt man bei Windstille am besten mit kleinster Gleitzahl, bei starkem Gegenwind mit Vollgas und kleinerem Anstellwinkel bis hin zu dem des kleinsten Widerstandes, bei Rückwind aber gedrosselt mit großem Anstellwinkel bis zu dem des schnellsten Steigens. Je 1,9 km Höhenvermehrung entspricht 10 vH Windabnahme, und umgekehrt. Kommt der Wind nahezu von hinten, so drosselt man und fliegt bei großem Anstellwinkel, andernfalls mit Vollgas und gleichbleibendem Anstellwinkel nahe unter der Gipfelhöhe.

Ändert sich der Wirkungsgrad mit der Höhe, so ist die Polare etwas zu drehen; kleinerer Anstellwinkel, größere Geschwindigkeit. Aus Versuchen über die Abhängigkeit des Betriebstoffverbrauchs von Höhe und Drehzahl folgt ungleichmäßiger Verlauf abhängig vom Vergaser; also Anwendung der Rechentafel von Fall zu Fall verschieden. Diese Änderung beeinflußt die Flugweite sehr stark.

Fahrtweite von Luftschiffen: Man ersetzt die Polarkurve der Rechentafel durch eine wagrechte Gerade. Einfluß der Höhe wie bei den Flugzeugen. Croccos »Atlantische Paradoxen« (s. Flugarchiv 2305, ZFM 1920, S. 180) der Geschwindigkeitsverminderung bei Gegenwind gilt nur für gleichbleibende Höhe.

(Anmerkungen über die Änderung des Motordrehmoments nach der neuen französischen Annahme für die Luftdichte-Abnahme mit zunehmender Höhe und über Versuche mit Motoren

ohne Zündung in verschiedenen Höhen. — W. Margoulis, L'Air, Bd. 2, 5. März u. 20. April 1921, S. 16/17, 14/19 (15 Sp., 4 logarithmische Darstellungen, davon eine auf durchsichtigem Papier besonders.) E. **21/21. 24.**

Flugzeugberechnung. Der Einfluß der wissenschaftlichen Forschung auf die Konstruktion der Flugzeuge. — K. G. Gaule, ZFM, Bd. 12, 28. Febr., 15., 31. März, 15. April und 17. Mai 1921, S. 53/58, 73/74, 88/90, 102/106, 133/137 (34½ Sp., 4 Schaub.). E. **21/22. 25.**

Flugzeugbeschreibung. Die Savoia-Flugboote sind einmotorige Doppeldecker mit gewöhnlich einstufigem, nicht eigenstabilem Boot, Stützschwimmern an den Enden des Unterflügels. Bootsheck nur wenig hochgezogen, Leitwerk hochgelagert. Motor über dem Boot dicht unter Oberdeck auf besonderer Motorlagerung mit vornliegendem Stirnkühler und Druckschraube. S 12 und S 13, sowie S 13 monop. sind Rennflugzeuge, S 16 ist für den Luftverkehr bestimmt. S 12 einstielig mit Zwischenstielen (wie bei Spad S VII. D. Ber.). S 13 monop. einstizig, normal einstielig und verspannt (sehr schnell. Sieger im Schneider-Pokal 1919. D. Ber.). S 16 normal zweistielig. Flügelstiele aus Holz, Verspannung aus Stahlseilen. Querruder im Oberflügel. Kleine Gleitflossen außen an der Bootsunterseite angesetzt, sollen das Boot stabilisieren, außerdem Hilfsschwimmer an den Flügelenden. Ruder nicht entlastet. Eine Stufe. Gute Innenausstattung. In Paris Gesellschaft zur Übernahme des Herstellungsrechtes von Savoia-Flugbooten in Frankreich im Entstehen (Savoia-Flugboote in Frankreich von den »Chantiers Aéro-Maritimes de la Seine«, C. A. M. S., in Saint Quen hergestellt. D. Ber.) — L'Aérophile, Bd. 29, 1./15. Jan. 1921, S. 25/26 (2½ Sp., 1 Zahlentaf., 1 Lichtb.). W. **21/18. 22.**

Savoia-Flugboote (zu 21/18. 22).

Muster / Motor		S 8 Isotta-Fraschini V 4 B	S 9 Fiat A 12 bis	S 12 Ansaldo 4 E 28	S 13 Isotta-Fraschini V 6	S 13 monop. Isotta-Fraschini V 6	S 16 Fiat A 12 bis
Leistung	PS	260	280	450	250	250	280
Spannweite, oben	m	12,77	13,66	15,07	11,08	8,10	14,89
» unten	m	13,77	13,66	13,76	9,85	7,30	14,87
Länge	m	9,05	9,86	11,50	9,02	8,36	10,01
Höhe	m	3,35	3,62	3,80	3,16	3,05	3,60
Flügelfläche	m²	46,0	48,1	54,8	32,9	19,6	53,0
Querruder	m²	4,60	3,76	4,95	2,94	2,22	4,50
Höhenflosse	m²	1,96	2,48	3,60	2,30	1,20	3,70
Höhenruder	m²	2,00	1,82	2,40	1,56	1,38	2,00
Leergewicht	t	0,90	1,20	1,60	0,88	0,73	1,30
Nutzlast	t	0,48	0,60	0,80	0,50	0,21	0,80
Fluggewicht	t	1,38	1,80	2,40	1,38	0,94	2,10
Flächenbelastung	kg/m²	30,0	37,5	43,8	41,8	48,0	39,5
Leistungsbelastung (Nennleistung)	kg/PS	5,30	6,42	5,32	5,51	3,76	7,50
Insassen		2—3	2—3	4	2	1	5
Luftschraube, Blattzahl		2	2	4	2	4	4
» Durchmesser	m	2,80	2,85	2,67	2,56	2,12	2,46
» Steigung	m	1,85	2,05	2,22	2,15	2,27	1,96
Geschwindigkeit in Bodennähe	km/h	144	187	215	208	243	170
» » 2,0 km Höhe	km/h	135	180	205	200	235	165
Steigzeit auf 2,0 km	min	14	14	8	8,5	—	16
Flugstunden	h	—	4	4	5	2	4

Flugzeugbeschreibung. Das Bristol-»Pullman«-Viermotoren-Verkehrsflugzeug. — E. Meyer, Automobil- und Flugverkehr, Bd. 2, April 1921, S. 136 (2 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/18. 18.**

Flugzeugbeschreibung. Der D.H. 18-Verkehrsdoppeldecker. — Flugsport, Bd. 13, 27. April 1921, S. 190/192 (2½ S., 3 Übersichtsskizz., 6 Skizz. v. Baueinzelheiten.). W. **21/18. 19.**

Flugzeugbeschreibung. Der Nieuport-Macchi M 16-Sportdoppeldecker mit 30 PS Anzani (vgl. ZFM 1920, S. 77). — Auto-Liga, Bd. 13, 10. April 1921, S. 2 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/18. 21.**

Flugzeugbeschreibung. Hanriot-Flugzeuge.

HD 2, einstieliger Einsitzer wie HD 1, 120 PS-Le-Rhône, zwei einstufige Schwimmer, ohne Stütz- und Schwanzschwimmer. Leergewicht 0,54 t, Fluggewicht 0,74 t.

HD 6, Zweistieler mit 500 PS-Salmson, für Tagesbombenflug und Luftkampf, Zweisitzer, drei Lamblinkühler unter Rumpf zwischen den Fahrgestellschenkeln. Verstärktes Fahrgestell mit beiderseits drei Streben (wie HD 3). Seitenruder entlastet. Beobachter hinten und im Drehkranz. Zwei starre M.G., zwei gekuppelte Lewis-M.G. im Drehkranz, ein fünftes M.G. nach unten feuernd. Ohne Staffelung und V-Form. Höhenflosse mit ebenem, symmetrischem Querschnitt.

Motor, Salmson 18 Z	500 PS
Flächenbelastung	40,0 kg/m²
Leistungsbelastung (Nennleistung)	3,8 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	230,0 km/h
Höchstgeschwindigkeit in 5,0 km Höhe	205,0 km/h
Gipfelhöhe	8,0 km.

HD 7 wie HD 3, aber Jagdeinsitzer. Oberflügel nach vorn gestaffelt, einstielig. Unter- und Oberflügel gegen Rumpfoberkante mit vier kurzen Streben abgestützt (Verringerung der Knicklängen). Rechteckiger Stirnkühler unter dem Rumpf. Seitenruder entlastet.

Motor, Hispano-Suiza	300,0 PS
Flächenbelastung	41,1 kg/m²
Leistungsbelastung (Nennleistung)	3,83 kg/PS.

HD 9 wie HD 3, Einsitzer mit 250 PS-Salmson, Seitenruder entlastet. Salmson-Bugkühler. Zwei starre M.G. auf dem Rumpf. Unterflügel gegen Rumpfoberholme mit beiderseits zwei kurzen Streben abgestützt.

HD 12, Bordflugzeug der französischen Marine, Einsitzer, Verbesserung des HD 1. Querruder am Unterflügel. Alle Ruder entlastet. Oberflügel stark nach vorn gestaffelt, ist V-förmig gestellt. Unterflügel gerade. Massen dicht zusammengerückt. Fahrgestell mit geteilter Achse, deren Gelenk durch zweiteiligen Bock gegen Rumpf abgestützt ist (Ausführung wie beim Morane-Saulnier-Eindecker. D. Ber.). Zwei starre Vickers-M.G. auf dem Rumpf.

Motor, Le-Rhone	180,0 PS
Flächenbelastung	27,6 kg/m²
Leistungsbelastung (Nennleistung)	3,84 kg/kg.

— L. B. The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 13. April 1921, S. 352, 354 (3 Sp., 16 Übersichtsskizz.). W. **21/19. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Das Fairey-»Titania«-Viermotoren-Groß-Flugboot (N 4), Entwurf bereits zwei Jahre alt (vgl. auch die Skizzen in Janes: All the Worlds Aircraft 1920, S. 88a! D. Ber.). Flügel der gewöhnlichen Fairey-Bauart mit Verstellprofil. Bootsentwurf noch von Linton Hope, Kreisquerschnitt und bewegliches Gerüst wie »P«-Bauart (spantenlos; vgl. z. B. Aeronautics, Bd. 16, 29. Mai 1919, S. 556, 5. Juni 1919, S. 586. D. Ber.). Hauptwert auf Seefähigkeit gelegt. Großer Flugbereich (2400 km). Zwei Zug- und zwei Druckschrauben. Bestimmt für Fernaufklärung über See. Mitführung kleinerer Bomben. Bewaffnung mit fünf M.-G. auf den Flügeln usw. Sieben Mann Besatzung. Im ganzen drei Boote im Bau, davon eines bei der English Electric Co. in Preston. Versuche finden bei der Insel Grain statt.

Motoren 4 Rolls-Royce-»Condor«	600 PS
Gesamtleistung	2400 PS
Spannweite	42,6 m

Gesamtlänge	20,5 m
Fluggewicht	rd. 15,2 t
Höchstgeschwindigkeit	178 km/h.

— The Times, 4. März 1921, Ausschnitt (1/4 Sp., o. Abb.); auch ber. von The Technical Review, Bd. 8, 15. März 1921, S. 256, LL. 1267; Daily Telegraph, 7. März 1921, Ausschnitt (1/4 Sp., o. Abb.); La Presse, 13. März 1921, Ausschnitt (1/4 Sp., o. Abb.); ferner Flight, Bd. 13, 10. März 1921, S. 169 (1 Sp., o. Abb.); Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 30. März 1921, S. 133 (1/4 Sp., o. Abb.). W. **21/19. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Der Bréguet-»Leviathan«-Doppeldecker. — Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 19, 20. Febr. 1921, S. 1/5 (3 Sp., 5 Lichtb. von Baueinzelheiten). W. **21/19. 39.**

Flugzeugbeschreibung. Das Vickers »Viking« Wasserlandflugzeug. (Vgl. ZFM 1921, S. 81/82.) Abmessungen:

Länge	10,20 m
Benzin	366,00 l
Öl	32,00 l
Wasser	50,00 l
Leergewicht (mit Wasser im Kühler)	1,65 t
Gesamtgewicht (amtlich bestätigt)	2,22 t
Motorenleistung	450 PS.
Flugleistungen:	
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	193,00 km/h
Höchstgeschwindigkeit in 1,8 km Höhe	187,00 km/h
Landegeschwindigkeit	80,00 km/h
Flugweite bei Vollgas und 1,5 km Höhe	563,00 km
Flugweite bei 145 km/h Sparfluggeschwindigkeit	770,00 km.

(Reklameaufsatz! Die Tatsache, daß das Flugzeug mit seiner geringen Nutzlast, seinem großen Auslauf und der aero- sowie hydrodynamisch rückständigen Bauart recht unwirtschaftlich ist, wird geschickt umgangen! D. Ber.) Neues Flugzeug mit beiklappbaren Tragdecks geplant. — Engineering, Bd. 111, 22. April 1921, S. 486/487 (12 Sp., 3 Lichtbilder und 1 Tafel mit guten Zeichnungen, meist ohne Maßangaben). Hn. **21/19. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Das neue Vickers-Saunders-»Valentia«-Zweimotoren-Flugboot, bei S. E. Saunders seit 1918 für Vickers im Bau, jetzt fertiggestellt und in Erprobung. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, 30. März 1921, S. 133 (1/2 Sp., o. Abb.). W. **21/29. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Italienische kleine Sporteinsitzer vom Luigi-Mapelli-Wettbewerb (vgl. ZFM 1920, S. 77). Leistungen wurden im Wettbewerb erzielt.

Flugzeug		Breda	Macchi	Ricci
Motor		Anzani	Anzani	Anzani
Leistung	PS	45	30	45
Zylinderzahl		6	3	6
Bohrung	mm	90	105	90.
Hub	mm	120	120	120
Luftschraube		Breda	Macchi	Ricci
Durchmesser	m	1,92	1,90	1,95
Spannweite	m	4,0	6,0	3,45
Länge	m	4,50	4,52	3,45
Höhe	m	2,90	2,80	2,28
Tragfläche	m²	—	12	11
Leergewicht	kg	180	—	150
Fluggewicht	kg	215 (?)	201	210
Flächenbelastung	kg/m²	—	16,8	19,2
Leistungsbelastung	kg/PS	4,76	6,7	4,65
Anlauf	m	50	50	56,4
Startzeit	s	8,4	9,2	6
Auslauf	m	46,2	57	63,7
Geschwindigkeit	km/h	116	126	128
erreichte Höhe	km	2,5	3,77	1,5
Flugdauer	h	2	3	3

L'Aéronautique, Bd. 3, Heft 21, Febr. 1921, S. 101 (1/2 Sp., 1 Zahlent., o. Abb.); auch ber. in The Technical Review, Bd. 9, Heft 3, 19. April 1921, S. 43. AI. 1034. W. **21/20. 35.**

Flugzeugbeschreibung. Van Berkels-Patent-See-Eindecker. Die Querruder sind an einem Hilfsholm angelenkt. Rumpf mit Sperrholzbekleidung, mit rechteckigem Querschnitt, aus vier Längsholmen und 18 Querspanten aufgebaut. Schwimmer durch Stahlrohre miteinander verbunden. Jeder Schwimmer mit sieben wasserdichten Abteilen, jedes davon durch Handloch zugänglich. Flügel an den unteren Rumpflängsholmen befestigt, mit Innenverspannung aus Phosphorbronzedraht. Geschweißte Beschläge. Beobachtersitz auf Schlitten beweglich gelagert, erhöht Bequemlichkeit bei Arbeit und im Luftgefecht. »Unverkennbare Hansa-Brandenburg-Bauart.«

Höchsgeschwindigkeit in Meereshöhe	180 km/h
Landegeschwindigkeit	81 km/h
Steigzeit auf 2,1 km Höhe	17 min.

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 16, 20. April 1921, S. 376, 378 (3 Sp., 3 Lichtb.). W. **21/20. 36**

Flugzeugbeschreibung. Das Dornier Gs II, 1920 der Zeppelin-Werk Lindau G. m. b. H. — Auto-Liga, Bd. 13, Heft 10, 7. Mai 1921, S. 8 (2 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/20. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Der »Kite«-Sportdoppeldecker der Grand Island Aero Company (Grand Island, Nebraska, USA) ist einsitzig, besitzt auf jeder Seite ein nach außen geneigtes Stielpaar, normale Verspannung, größeren Oberflügel mit schmalen, nicht entlasteten Querrudern und keine V- und Pfeilform in den Flügeln. Leitwerk und Fahrgestell üblicher Ausführung. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt, trägt vorn den vollständig freiliegenden Motor. Entwurf stammt von A. H. Fetters. Bereits erprobt, soll gute Flugeigenschaften zeigen.

Motor, Anzani-Dreizyl.-Y	35 PS
Spannweite (Oberflügel)	7,30 m
Spannweite (Unterflügel)	6,10 m
Flächenbelastung	18,4 kg/m²
Leistungsbelastung (35 PS)	6,38 kg/PS
Leergewicht mit Betriebsstoffen	152,00 kg
Brennstoffverbrauch bei Versuchsflügen	0,43 l/PSh
Ölverbrauch bei Versuchsflügen	0,15 l/PSh
Landegeschwindigkeit	39,00 km/h
Höchstgeschwindigkeit	145,00 km/h.

— The Ace, Bd. 2, Febr. 1921, S. 10 (1½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/20. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Der Fairey-Wasserlanddoppeldecker Muster 21 mit 450 PS Napier-»Lion« und zwei langen Hauptschwimmern ist bei Hamble erprobt worden. Das Flugzeug scheint das neueste schnelle Seekampf-Bordflugzeug der englischen Marine darzustellen. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 30. März 1921, S. 301 (3 Lichtb., o. Zahlenang.). W. **21/20. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Der Parnall-»Puffin«-Wasserlanddoppeldecker, Entwurf von H. Bolas, besitzt einen langen Hauptschwimmer. Zweistieliger, leicht gestaffelter Doppeldecker mit gleichgroßen Flügeln, die leicht V-förmig gestellt sind. Keine Pfeilform. Unterflügel unter dem hochliegenden Rumpf durchlaufend. (Rumpfanordnung und Gestaltung erinnern an Bristol-Fighter. D. Ber.). Seitenleitwerk entlastet und unter Rumpf angeordnet. Höhenleitwerk auf Rumpfoberkante. Leitwerk freitragend. Querruder nicht entlastet. Bugkühler (Motor anscheinend 450 PS Napier-»Lion«. D. Ber.). Der lange Hauptschwimmer vorn keilförmig (breite Gleitfläche), kleine Schutzleiste in der Mitte, keine oder nur geringe Kielung. Hinter der Stufe (die anscheinend etwas vor dem Schwerpunkt liegt. D. Ber.) ausgeprägte Kielung der Bootsunterseite. Der weit vor der Luftschraube vorgebaute Schwimmer ist durch zwei Streben gegen den Motor, durch vier gegen den Unterflügel und eine Stoßstrebe gegen den hinteren Rumpfteil abgestützt. Am Schwimmerheck befinden sich Sporn und Wasserruder. Die großen seitlichen Stützschwimmer sind unmittelbar am Unterflügel unter dem äußeren Stielpaar angeordnet. Landfahrgestell mit zwei dicht am Hauptschwimmer schwingbar angebrachten Rädern (Schwimmerboden dicht über der Erde. D. Ber.). Militärflugzeug für die englischen Luftstreitkräfte. Militärbezeichnung N. 136. Führer zwischen den Flügeln, Beobachter im Drehkranz dahinter (anscheinend Seekampf-Bordflugzeug; nähere Einzelheiten über das Flugzeug dürfen nicht bekanntgegeben werden. D. Ber.) — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 13. April 1921, S. 350 (3 Lichtb., ½ Sp., o. nähere Angaben). W. **21/20. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Der U.S. X. B. 1a-Doppeldecker, eine amerikanische Ausgabe des englischen Bristol-»Fighter«, ist ein normaler zweistieliger Zweisitzer, der vorzugsweise für Nachtflüge Verwendung findet. Dem Bristol-»Fighter«, der mit 400 PS Liberty unverwendbar ist, nachgebaut, entspricht diesem bis auf folgende Abänderungen: Sperrholzrumpf (vollständig mit Dreifach-Sperrholz bekleidet), Kanten gut abgerundet, Rumpfrücken ovaler gestaltet. Flossen fest am Rumpf und mit Sperrholz bekleidet. Schwanzsporn nicht lenkbar. Die vorderen Fahrgestellstreben greifen näher der Rumpfspitze an und sind mit den Motorholmen besser verbunden. Flügel wie beim Bristol-»Fighter«. Umkonstruktion der amerikanischen Heeres-Versuchsabteilung. Bugkühler.

Motor Wright (Hispano-Suiza) »H«	300 PS
Flächenbelastung	37,2 kg/m²
Leistungsbelastung (300 PS)	4,67 kg/PS



Flugdauer in 3,0 km Höhe mit Vollgas einschl.
Aufstieg . . . . 2,4 h
Landegeschwindigkeit . . . . 95,0 km/h

(Der D. H. 4b-Doppeldecker steigt in 24 min auf 4,6 km Höhe.) — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 13. April 1921, Heft 15, S. 354, 356 (1½ Sp., 3 Übersichtsskizz. mit Zahlenangab.). W. **21/20. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Entwicklung der Vickers-»Viking«-Wasserland-Flugboote. »Viking II« (vgl. ZFM 1920, S. 230) zeigt gegen »Viking I«: Geändertes Boot, größere Radspurweite, stärkeren Motor, Ersatz des geschlossenen Abteils durch offene Sitze. Das Seitenruder im Kastenleitwerk zwischen zwei Kielflossen eingebaut. Verbesserung des hochziehbaren Fahrgestelles. Einbau eines einstellbaren Schwanzspornes mit Öldämpfung.

Änderungen am »Viking III«: Größere Tragfläche, Änderungen am Bootskörper zur Verringerung des Spritzwassers. Änderungen an Kielflossen, um das von Schraubenstrahl herrührende Wendemoment zu mindern (Kielflossen sehr hoch und schmal, ragen über das obere Höhenleitwerk hinaus. D. Ber.).

Entwicklung der Vickers-„Viking"-Wasserland-Flugboote (zu 21/20. 43).

Flugboot		»Viking I«	»Viking II«	»Viking III«	»Viking IV«
Baujahr		1918—1919	1919	1920	1920—21
Motor		Rolls-Royce-»Falcon«	Rolls-Royce-»Eagle«	Napier-»Lion«	Napier-»Lion«
Motorleistung	PS	275	360	450	450
Leergewicht	t	1,41	1,86	1,90	2,05
Nutzlast	t	0,23	0,23	0,32	0,50
Fluggewicht	t	1,64	2,09	2,22	2,55
Leistungsbelastung	kg/PS	5,95	5,79	4,93	5,68
Höchstgeschwindigkeit	km/h	168	174	195	192
Steigzeit auf 1,81 km Höhe	min	12	10	5,2	7,35
Sparfluggeschwindigkeit	km/h	137	137	145	145
Flugbereich dabei	km	550	740	680	770

Änderungen am »Viking IV«: Größere Tragfläche, nach vorn beiklappbare äußere Flügelteile. Geändertes Boot. Führersitz nach hinten verlegt (dicht vor dem Unterflügel), zwei Gastsitze im Bootsbug, drei weitere Gastsitze hinter Führerraum. Neue seitliche Stützschwimmer. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, 2. Febr. 1921, S. 110/114 (4½ Sp., 2 Lichtb., 7 Skizz.). W. **21/20. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Die Dornier-Metallverkehrsflugzeuge. — Der Luftweg, Bd. 5, Heft 11/12, 24. März 1921, S. 81/85 (10 Sp., 6 Flugzeugskizz.), 1 Zahlentaf.). W. **21/22. 27.**

Flugzeugbeschreibung. Dornier-Zweimotoren-Landverkehrsflugzeug (Bauvorschlag). — Flugsport, Bd. 13, Heft 10, S. 217/219 (2 S., 2 Lichtb. eines Flugzeugmodelles). W. **21/22. 28.**

Flugzeugbeschreibung. Fokker C II-Schnellverkehrs-Doppeldecker, aus FokD VII entstanden. — Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 7, 25. April 1921, S. 151 (2 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/22. 29.**

Flugzeugbeschreibung. Holländischer Fokker-Verkehrseindecker. Die neuen Verkehrsflugzeuge für die Fluglinie London—Amsterdam besitzen 230 PS-Siddeley-»Puma«-Motor, geräumiges Abteil für fünf Reisende (drei Sitze nebeneinander an der rückwärtigen Abteilwand, zwei getrennte Sitze schräg davor). Führersitz jetzt neben dem Motor (rechts davon). Halbkreisförmiger Sichtausschnitt in der Flügelvorderkante. Rumpfvorderteil durch neue Anordnung kürzer und geräumigeres Abteil; Führer sitzt geschützter, kann aber nur nach vorn und rechts unten sehen, ist nach links und nach rückwärts blind. — Flight, Bd. 13, Heft 16, 21. April 1921, S. 275 (½ Sp., 1 Lichtb.); auch Aeronautics, Bd. 20, Heft 392, 21. April 1921, S. 271 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/22. 30.**

Flugzeugbeschreibung. Huff-Daland-Doppeldecker, gebaut von Huff, Daland and Co., New-York, U.S.A.

HD-4-Armee-Schulflugzeug.
Motor, Siebenzyl.-Stern-A.B.C.-»Wasp« . . 140 PS
(oder Neunzyl.-»Lawrance«)
Flächenbelastung . . . . 28,5 kg/m²
Leistungsbelastung . . . . 6,32 kg/PS.

DH-1B-Zweimotoren-Verkehrsflugzeug für fünf Insassen. Motoren unverkleidet und in ⅓ des Flügelabstandes unter dem Oberflügel seitlich des Rumpfes angeordnet, treiben zwei vierflügelige Zugschrauben an. Falltank auf dem Oberflügel über jedem Motor. Rumpf vorn keilförmig zugespitzt, ragt knapp bis in die Luftschraubenebene hinein. Luftschrauben daher dicht zusammengerückt. Oberflügel etwas größer als Unterdeck. Tragzelle außerhalb der Motorverstrebung einstielig (N-Stiel) und wie bei HD-4 (s. o.) ohne Verspannung verstrebt. Normales Fahrgestell mit zwei Rädern und durchgehender Achse.

Motoren, zwei Zehnzyl.-Stern-Anzani, je . 100 PS
Gesamtleistung . . . . 200 PS
Nutzlast . . . . 0,50 t
Flächenbelastung . . . . 32,00 kg/m²
Leistungsbelastung . . . . 6,41 kg/PS.

— Flight, Bd. 13, Heft 18, 5. Mai 1921, S. 316 (2 Lichtbild. m. Text, ohne nähere Angab.). W. **21/22. 31.**

Flugzeugbeschreibung. Der U.S.-»G.A.X.«-Zweimotoren-Panzerdreidecker für den Erdangriff der U.S.-Heeresfliegertruppe, nach Entwürfen der Heeresversuchsanstalt gebaut, zehn Flugzeuge dieser Art bereits von der Boeing Airplane Co. in Washington geliefert. Zweistielig mit nach außen geneigten N-Stielen zwischen je zwei Flügeln, normaler, zwischen Ober- und Unterflügel angeordneter Verspannung, ohne Staffelung und Pfeilform, mit geringer V-Stellung in Mittel- und Unterdeck. Durchlaufender Oberflügel. Querruder nur in Ober- und Mitteldeck. Höhen- und Seitenruder einfach und entlastet. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt, füllt Raum zwischen Mittel- und Unterflügel aus und ist in seiner vorderen Hälfte gepanzert, hinten mit Sperrholz beplankt. Motoren im Mittelflügel eingebaut, gepanzert, treiben zwei zwei- oder vierflügelige Druckschrauben an. Je ein Doppelrad-Fahrgestell mit V-Streben aus Spruce und Stützstreben aus Stahl gegen Rumpfmitte unter jedem Motor. Geschützter Bugkühler vor jedem Motor. Kühlerabdeckvorrichtung. Führer sitzt vorn im Rumpf hat Handrad-(Brücken-) Steuerung, betätigt 37-mm-Geschütz, vier zu einer Reihe gekuppelte Lewis-M.-G. (nach vorn unten feuernd) und ein M.-G. (nach oben und über die Flügel feuernd). Hinterer M.-G.-Stand mit zwei Lewis-M.-G., durch Schlußkanal im Rumpf nach hinten abwärts feuernd, ferner ein bewegliches M.-G. zur Abwehr nach oben. Besatzung besteht aus einem Führer und zwei M.-G.-Schützen, gesamte Bewaffnung aus acht M.-G. und einem Geschütz. Bombenabwurf kann eingebaut werden.

Motoren zwei Zwölfzyl.-Liberty,
bei 1800 Umdr./min je . . . . 435 PS
Gewicht der Panzerung . . . . rd. 910,00 kg
Nutzlast: Benzin . . . . 280,00 »
Öl . . . . 27,00 »
Besatzung (3 Mann) . . . . . . 245,00 »
Bewaffnung . . . . 425,00 »
Ausrüstung usw. . . . . 64,00 ».
Leergewicht mit Panzerung und Kühlwasser . . . . 3,43 t
Nutzlast . . . . 1,04 t
Fluggewicht . . . . 4,47 t
Flächenbelastung . . . . 46,70 kg/m²
Leistungsbelastung (870 PS) . . . . . . 5,15 kg/PS.

Flugleistungen:
Landegeschwindigkeit . . . . 80,00 km/h
Geringste Wagrechtgeschwindigkeit in Meereshöhe . . . . 102,00 km/h.

— Nach Aviation, Flight, Bd. 13, Heft 17, 28. April 1921, S. 294/295 (2¼ Sp., 3 Lichtb.). W. **21/22. 32.**

Flugzeugbeschreibung. Der 4000-PS-Junkers-Eindecker (Bauvorschlag). — Flugsport, Bd. 13, Heft 10, 11. Mai 1921, S. 216/217 (1 S., 4 Skizz.). W. **21/22. 33.**

Flugzeugteile. Einige ältere Steuerungseinrichtungen von Flugzeugen. (Beschreibung der Steuerungen von Pénaud-Gauchot 1876, Kreß 1898, Wright 1903 und Laroze 1905. Historisch.) — Charles Dollfuß, L'Aéronautique, Bd. 3, März 1921, S. 113/118 (11 Sp., 7 Skizz.). W. **21/19. 43.**

Flugzeugteile. Der Entwurf langer, freiliegender Streben. Unter Zugrundelegung der Eulerschen Knickformel ergeben sich aus Strebenwiderstand gegenüber dem Flugwinde und Strebengewicht Bestwerte für Längenverhältnis und Wandstärke von Stahl-

und Holzstreben. (Anm. des Ber.: Genau die gleichen Betrachtungen sind bereits 1917 von Leo Kirste veröffentlicht worden, vgl. ZFM Bd. 8, 29. Nov. 1917, S. 166 und Bd. 9, 28. März 1918, S. 36; der Ursprung der Arbeit ist vom englischen Verfasser nicht angegeben!) — John Case, Aeronautics, Bd. 20, 14. und 21. April 1921, S. 257/258 und 272/274 (8 Sp., 9 Schaub.). W. **21/22. 34.**

Hubschrauber. Der spanische Hubschrauber La Cierva hat einen Deperdussinrumpf mit Umlaufmotor und vierflügeliger Zugschraube sowie 2 vierflügelige Hubschrauben in der Nähe des Führersitzes. Am Schwanz normales Höhen- und Seitenruder.

Der Berliner-Hubschrauber hat zwei Hubschrauben übereinander, Steuerflächen in deren Schraubenstrahl und weit auseinanderliegende Kufen. — Flugsport, Bd. 13, 27. April 1921, S. 189/190 (1¼ S., 3 Abb.). Hn. **21/20. 45.**

Hubschrauber. Der Passat-Hubschrauber. Ein Modell mit einem 11 PS-A. B. C.-Zweizylindermotor hat eine Schraube mit vier vogelähnlichen Flügeln, die sich drehen und schlagen. 90 kg Auftrieb und 34 kg Vortrieb sollen mit 10 PS erreicht sein. — Flight, Bd. 13, 21. April 1921, S. 277 (⅔ Sp., o. Abb.). Hn. **21/19. 44.**

Hubschrauber. Der Oemichen-Hubschrauber, hat in 5 m Höhe einen Rundflug von 60 m Durchm. gemacht. — L'Auto, 1. April 1921, S. 1 (¼ Sp., 1 Abb.). Hn. **21/22. 35.**

Hubschrauber. Der Fallschirm-Hubschrauber von M. Damblanc wurde auf einem Kraftwagen mit 14 km/h (!?) im Modell untersucht. Nach diesen Versuchen soll die Sinkgeschwindigkeit 4 m/s nicht überschreiten. Abwurf des Modelles vom Eiffelturm beabsichtigt. — L'Aérophile, Bd. 29, 1/15. Jan. 1921, S. 29 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **21/22. 36.**

Lichtbildwesen. Eine senkrecht gehaltene Bildkammer. Für genaue Luftbilder ist die Erhaltung der senkrechten Stellung der Kammerachse sowie Abdrängungsberücksichtigung wesentlich. Bildkammer in einem Rahmen zur Abdrängungsberichtigung drehbar, gleichzeitig derart mit einem Kreisel ausgerüstet, daß Kreisel und Bildkammer ein gekuppeltes Pendelsystem bilden. Kammerschwingungen gedämpft. Einrichtung ist daher ein »Kreiselstabilisator mit Eigendämpfung«. Kreisel läuft mit 10000 bis 15000 U/min um, verringert Pendelausschläge und hält die Kammer senkrecht. Kammer mit Zeiß-Tessar-Bildlinse von 17,8 cm Brennweite und Iris-Verschluß. Versuche zeigten gute Wagrechtlage des Films. — W. A. Hyde, Aviation, v. 3. Jan. 1921 (3 Sp., 6 Abb.), ber. in The Technical Review, Bd. 8, 8. März 1921, S. 289, AN 1049. W. **21/19. 45.**

Betriebsstoffe für 160 km Flug	0,65	t
Gesamtleistung der 5 Motoren	1570	PS
Höchstgeschwindigkeit	105	km/h
Reisegeschwindigkeit.	80	km/h
Flugweite.	6440	km/h.

Beim Bau war das Gerippe um die Längsachse drehbar. Gute Stromlinienform mit einem parallelen Mittelteil. Querschnitt 23-Eck. Hauptrahmen 13-Eck. 19 Hauptringe. Im ganzen 39 Ringe. Gitterträger aus Duralumin mit dreieckigem Querschnitt. Luftraum zwischen Außenhaut und Gaszelle durch Drahtnetz an Innen- und Außenseite der Gitterträger aufrechterhalten. Versteifung der Außenhaut neben dem Schraubenstrahl durch I-förmige Träger. Die nachträglich eingefügte Zelle erhöht den Auftrieb um 4,5 t. Größere Höhen- und Seitenruder als am R. 34. Steuerraum vor der Personengondel. Gewicht des Höhenruders durch Federn ausgeglichen. Auffüllung der Brennstoffgefäße durch Rohrleitung von der Spitze des Schiffes aus. Einige können abgeworfen werden.

Fallbehälter vor jedem Motor. Auffüllung und Hin- und Herleiten zwischen den Hauptbehältern zum Austrimmen des Schiffes durch Motorpumpen. Die 40 m lange und 2,26 m hohe Personengondel hat 25 Abteile mit Betten für je zwei Personen. 2 Probeflüge. Reklameflüge nach Marseille und dem Mittelmeer beabsichtigt. Dabei sollen 30 Reisende mitgenommen werden. Das Schiff ist wie alle andern englischen Luftschiffe einem privaten Konzern angeboten worden. — Engineering, Bd. 61, 15. April 1921, S. 445/454 (12 Sp., 38 gute Abb.). Hn. **21/19. 48.**

Luftschiffe. Helium für die Luffahrt wurde in Amerika zu 142 m³ täglich aus Erdgasquellen gewonnen, die rund 1 vH davon enthielten. Beim Waffenstillstand waren in Stahlflaschen von 122 at Druck 4000 m³ versandbereit. Einiges davon wurde in der italienischen Versuchsanstalt für Luffahrt bearbeitet. Dichtemessungen ergaben 88 vH der Tragkraft von technischem Wasserstoffgas und 93 vH Reinheit.

Wärmeleitfähigkeit, gemessen durch den Heizstrom eines Platindrahtes in Helium-Atmosphäre und Vergleich mit Wasserstoff und Luft, beträgt das 5,3 fache, bei Wasserstoff das 7,1 fache der Luft.

Diffusion durch Ballonstoffe 56 vH des Wasserstoffs. Bei Messungen der Zündfähigkeit und Brennbarkeit von Wasserstoff-Helium-Gemischen störte die Entmischung infolge der verschiedenen Dichte. Dies schließt auch die Füllung von Luftschiffen mit solchen Gemischen aus. — Gino Gallo, Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 9, Reihe 2a, Nr. 1, Febr. 1921, S. 37/41 (4 Sp., o. Abb., 6 Zahlentaf.). E. **21/20. 48.**

Luftschiffe. Luftschifftransport. Große Sicherheit gegen Notlandung. Keine Feuersgefahr. Jede Bequemlichkeit für die Reisenden. Im R. 36 ist Rauchen gestattet.

Auswertung der englischen Erfahrungen:

R. 38. Gesamtauftrieb 82,7 t.

Größte Bremsleistung	PS	1 386	2 205	3 310	4 683	6 440
Höchstgeschwindigkeit	km/h	97	113	129	145	160
Normale Bremsleistung	PS	924	1 470	2 205	3 120	4 284
Normale Geschwindigkeit	km/h	84	98	113	127	141
Dienstgewicht einschl. Ballast und Besatzung	t	39,8	43,8	49,2	56,0	64,5
Ladung (15 vH)	t	12,4	12,4	12,4	12,4	12,4
Brennstoff, Wasser und Lebensmittel	t	29,5	27,5	20,4	13,8	5,6
Flugdauer	h	122,0	69,5	37,4	18,0	5,37
Flugweite	km	10 400	6 850	4 220	1 290	755
Flugweite bei 40 km/h Gegenwind	km	5 400	4 060	2 610	1 550	540
Betriebsstoff und Lebensmittelverbrauch je kmt Ladung	t	0,242	0,371	0,546	0,762	1,03

R. X. Gesamtauftrieb 120 t.

Größte Bremsleistung	PS	1 820	2 890	4 305	6 130	8 130
Höchstgeschwindigkeit	km/h	97	113	129	145	160
Normale Bremsleistung	PS	1 210	1 930	2 860	4 080	5 640
Normale Geschwindigkeit	km/h	84	98	113	127	141
Dienstgewicht einschl. Ballast und Besatzung	t	55,0	60,0	66,7	75,2	86,0
Ladung (15 vH)	t	18	18	18	18	18
Brennstoff, Wasser und Lebensmittel	t	45,6	40,8	34,2	26,0	15,0
Flugdauer	h	143	82	48	26	15
Flugweite	km	12 000	8 050	5 410	3 290	1 590
Flugweite bei 40 km/h Gegenwind	km	6 350	4 770	3 480	2 220	950
Betriebsstoff und Lebensmittelverbrauch je kmt Ladung	t	0,319	0,498	0,717	0,99	1,358

Weitere Zahlentafeln zeigen, daß der Luftschiffverkehr nach Ägypten, Indien, Südafrika und Australien teuerer als der Schiffsverkehr ist. Landemast erhöht die Wirtschaftlichkeit. — C. I. R. Cambell, Flight, Bd. 13, 3. März 1921, S. 154/155 (3½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/21. 27.**

Lichtbildwesen. Der Reihenbildner von Meßter. — Alfred Gradenwitz, Aeronautics, Bd. 20, Heft 390, 7. April 1921, S. 237/238 (3½ Sp., 1 Reihenbildaufnahme von Paris, 2 Lichtb. des Rb.). W. **21/22. 37.**

Luftschiffe. Das erste englische Verkehrsluftschiff R. 36. Als Marineluftschiff entworfen, durch Anbau einer Spitze (für den Landemast) und einer Personengondel umgeändert. Daher keine volle Wirtschaftlichkeit. Unterschied gegen R. 34: 10 m länger.

Luftschiffüllung. Die katalytische Wirkung feinverteilter Metalle und Metalloxyde auf die Selbstzündung von Wasserstoff wurde anläßlich einiger Unfälle auf Veranlassung

von Gallo untersucht, mit dem Ergebnis, daß bei gewöhnlicher Temperatur nur Platin und Palladium die Vereinigung von Wasserstoff und Luft herbeiführen, alle andern Metalle und Oxyde nur bei höherer Temperatur, über 100°, jedoch meist unter 360°. Die Oxyde wurden auf verschiedene Weise hergestellt, die feinverteilten Metalle selbst meist durch Reduzieren der Oxyde im Wasserstoffstrom. Bei den Versuchen bei gewöhnlicher bzw. erhöhter Temperatur vereinigten sich Wasserstoff und Luft an einer porösen Porzellanscheibe, die das Kontaktpulver trug. Bei vermindertem Druck erfolgte stille Verbrennung, erst beim Öffnen des Behälters Explosion. (Eingehende Übersicht über die bisherigen Arbeiten.) — R. M. Corelli, Rendiconti dell' Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 9, 2. Reihe, Nr. 1, Februar 1921, S. 61/71 (10 Sp., 4 Skizz. von Versuchsanordnungen, 1 Zahlentaf. der Ergebnisse bei erhöhter Temperatur).

Anhang dazu: Ein Ausschuß zur Untersuchung der Unfälle beim Füllen, der vom Unterstaatssekretär für Waffen und Munition eingesetzt war, hatte außer der Katalysatorfrage noch die Reibungselektrizität durch Vorbeistreichen der Luft am Ballonstoff, beim Ausströmen von Gas aus Druckflaschen bzw. durch Stoff überzogene Ventile, die Zündfähigkeit von Funken und das Leitvermögen aluminierten Stoffs zu untersuchen. Die meisten dieser Fragen waren indes durch amerikanische Forschungen bereits beantwortet.

Daraus ergeben sich Richtlinien für die Vermeidung der Zündgefahr: Leitende Verbindung aller Teile, auch der gummigedichteten Ventile und des Schlepptaues; beim Füllen aus Metallflaschen sind diese mit dem Füllansatz und mit der Erde leitend zu verbinden. Für die Hülle gilt insbesondere: Außenfläche, Innenfläche und Tauwerk leitend. — G. Gallo, ebenda, S. 71/74 (3 S., o. Abb.). E. **21/22. 42.**

Luftschrauben. Theorie der Treibschrauben wurde von Rankine 1865, Froude 1878, Greenhill 1888, Drzewiecki 1892/1920, Soreau 1911 bearbeitet. Drzewiecki zerlegt in gleichachsige Zylinder und berechnet Schub, Drehmoment, Wirkungsgrad. Soreau setzt für diese Größen Ausdrücke an und bestimmt die Beiwerte aus Versuchen.

Rateau rechnet mit den mittleren Geschwindigkeiten der einzelnen Luftschichten in der Schraube. Die Flüssigkeit strömt nach der mittleren Austrittstangente der Flügelschnitte ab. Er unterscheidet eine mittlere Zone mit vollständiger und eine ringförmige mit teilweiser Wirkung, zwischen beiden bestehen Übergänge. Daraus folgt die Berechnung des Schlupfs und der wirksamen Steigung; von dieser und den Beiwerten des Auftriebs und Widerstands hängen Schub und Wirkungsgrad ab. Gute Übereinstimmung mit den Messungen von Froude. — Rateau (Bericht über Mitteilung im wissenschaftlichen Ausschuß des französischen Aeroklubs, L'Aérophile, Bd. 29, 1/15. März 1921. S. 93 (1 Sp., o. Abb.).

Soreau berücksichtigt die Zusammendrückbarkeit der Luft und beschränkt seine Rechnung auf die praktischen Grenzen des Wirkungsgrades. Für eine Familie von ähnlichen Schrauben kommt man auf die gleichen Kurven für die Beiwerte. — R. Soreau (Bericht über Aussprachebemerkung), ebenda S. 93 (½ Sp., o. Abb.). E. **21/22. 43.**

Meßgeräte. Methodik aerophysikalischer Flüge. — Albert Wigand, II und III zusammen mit Alfred Wienicke †, Beiträge zur Physik der freien Atmosphäre, Bd. 9, Heft 4, S. 139/175 (38 S., 7 Lichtb. des Gerätes und seiner Anbringung, 1 Skizze, 2 Wiedergaben von aufgezeichneten Kurven). E. **21/20. 50.**

Materialkunde. Autogenes Schweißen des Eisens in der Flugtechnik. Zurzeit ist autogenes Schweißen noch nicht zuverlässig genug für beanspruchte Luftfahrzeugteile, zumal die Schwingungen im Betrieb Brüche, vor allem an Kerben, hervorrufen. — Gino Gallo, Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 9, Reihe 2, Nr. 1, Febr. 1921, S. 51/52 (9 Sp., 4 Lichtb. von Mikro-Gefügeaufnahmen, 1 Schaub., 4 Zahlentaf.). E. **21/21. 29.**

Materialkunde. Aluminium und seine Legierungen mit Zinn zu löten ist nach einem patentierten (aber nicht in Deutschland) Verfahren von Gallo möglich, wenn man das Metall elektrolytisch mit Eisen überzieht. Die Anode muß aus weichem Eisen von ähnlicher Form wie der Aluminiumkörper bestehen, das Bad aus einem Gemisch wässeriger Lösungen von Ammonoxalat und Eisensulfat. Geringe Stromdichte. Der Niederschlag wird mit einem Lötmittel behandelt und kann dann verzinnt oder gelötet werden.

Beispiel: Fachwerkträger aus Leichtmetallrohren mit hineingesteckten Stahlrohrstücken, hineingesteckt deshalb, um die äußere Oberfläche glatter zu gestalten und Aufschrumpfwirkung zu erzielen; gute Zugfestigkeit. Luftschiffträger mit drei Leichtmetallrohr-Gurten und Strebenkreuzen aus Eisenrohr, der bei 5 vH größerer Druckfestigkeit ein 29 vH geringeres Längengewicht hat als ein Stahlrohrträger von gleichen Abmessungen. Ferner wird das stark elektropositive Aluminium durch das elektronegative Zinn vor Anfressungen geschützt. — Gino Gallo, Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 9, R. 2, Nr. 1, Febr. 1921, S. 43/50 (7½ Sp., 4 Lichtb., 2 Zeichn. von weichgelöteten Luftfahrzeugbauteilen, 2 Zahltaf. für Stahl- und Aluminiumträger bzw. für die elektrolytische Spannungsreihe). E. **21/21. 31.**

Materialkunde. Der Japanlack und seine Anwendung in der Luftfahrt. Der Lack, der hauptsächlich in Tonkin aus Bäumen gewonnen wird und sich durch seine Beständigkeit gegen Witterung, Seewasser, ja gegen Chemikalien mit Ausnahme geißer, rauchender Salpetersäure sowie gegen Temperaturen unter 550°, ferner durch sein Haften an allen Körpern mit Ausnahme von Fensterglas, vor allem an Holz, und durch elektrische Isolationsfähigkeit auszeichne, sei von Verneuil im Orient zum Lackieren von Wagen, von Granaten, während des Krieges von Luftschrauben erstmalig verwendet worden. Nach Prüfungen der Versuchsanstalt in Chalais waren diese Schrauben den gefirnißten, vor allem älteren Anstrichen, bedeutend überlegen. Der Lack ist für Frankreich leicht greifbar und vielseitig verwendbar. — P. Verneuil, L'Air, Bd. 2, 20. April 1921, S. 25/26 (2½ Sp., o. Abb.). E. **21/21. 32.**

Motorbau. Erklärung möglicher Versager. Bei Versuchen des Eichamtes bildete sich bei Temperaturen der Außenluft von 0° bis 20° C am Vergasereintritt und an der Drossel Schnee. Bei Temperaturen unter 4° C nicht, da die Luft dann meist keine Feuchtigkeit enthält. Abhilfe: Heizung der Luft.

Versuche über den Einfluß der Vergaserheizung: dauernd 1800 U/min und offene Drossel, ohne Heizung 10° C Lufttemperatur, Druckunterschied im Ansaugrohr, 25,0 cm Quecksilbersäule und 86 PS, mit Heizung schon nach 2 min 38° C Lufttemperatur, 5,6 cm Unterdruck und 185 PS. In der Unterdruckkammer entsprechend 0,45 km Höhe, 1600 U/min und offene Drossel: bei 8° C und 5,1 cm Unterdruck 120 PS, bei 30° C und 2,9 cm 156 PS. In Vergasern, die ihr Mischungsverhältnis durch einen Kanal von der Luftdüse zur Schwimmerkammer regeln, wird dieser oft durch Schnee verstopft. Nachprüfung einer dadurch entstandenen Notlandung unmöglich, da bei Stillstand des Motors der Schnee sofort schmilzt. Zur Verdampfung von Benzin sind nach Ricardo 75 cal/g notwendig. Wenn keine Wärme von außen zugeführt, fällt die Temperatur bei Brennstoff-Luftverhältnis 1:10 um 26° C und bei 1:20 um 14° C. Das Anwärmen der Luft um 25° C ergibt einen Leistungsabfall unter 5 vH. — S. W. Sparrow, Aerial Age Weekly, Bd. 13, 18. April 1921, S. 132/133 (5 Sp., o. Abb.). Hn. **21/20. 54.**

Motorbeschreibung. Der 700 PS-»W«-Fächermotor der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Flugwesen wird gegenwärtig in Mc Cook Field versucht. Der Motor ist wassergekühlt, besitzt 18, in drei Reihen zu je sechs angeordnete Zylinder. Winkel zwischen je zwei Zylinderreihen 40°, zwischen den äußeren Reihen also 80°. Vier Ventile je Zylinder. Aufgeschweißte Stahlblech-Kühlmäntel. Vier voneinander unabhängige Magnetzündungen. Motor ist bisher befriedigend gelaufen.

Bohrung	140,00 mm
Hub	165,00 »
Berechnete Leistung bei 1700 U/min . . .	700,00 PS
Gewicht leer (vollständig mit 4 Magneten)	783,00 kg
Einheitsgewicht des leeren Motors	1,18 kg/PS,

Bremsversuche haben einen erheblichen Kraftüberschüß erwiesen. — Aeronautics, Bd. 20, Heft 394, 5. Mai 1921, S. 325 (½ Sp., o. Abb. und nähere Angab.). W. **21/22. 47.**

Motorbeschreibung. Der Liberty-Motor. — R. Couturier, L'Aéronautique, Bd. 3, April 1921, S. 152/158 (12½ Sp., 6 Abb.). Hn. **21/22. 48.**

Motorteile. Die neue Schmierpumpe des Apparatebau Natter, G. m. b. H., Feuerbach, hat einen Kolben, der außer der hin- und hergehenden Bewegung noch eine drehende ausführt. Jede Schmierstelle bekommt gleiche Menge. — Praetorius, Der Motorwagen, Bd. 24, 20. Febr. 1921, S. 90/93 (6 Sp., 4 Abb.). Hn. **21/20. 56.**

Motorkühlung. Die Lamblin-Kühler. Halbes Gewicht und halber Widerstand wie normale Kühler. Befestigung an 4 Punkten. Kein Luftkanal quer zur Flugrichtung (Berechnung mit Hilfe des 86. Bericht des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt möglich. D. Ber.). — L'Aérophile, Bd. 29, 1/15. Jan. 1921, S. 26/28 (4 Sp., 4 Abb.); auch The Aeroplane, Bd. 20, 19. Jan. 1921, S. 66 (1¾ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/21. 34.**

Motorteile. Wert und Wirkungsweise der Vorschaltfunkenstrecke als Mittel zur Verbesserung der Zündung. — O. Schwager, Der Motorwagen, Bd. 24, 30. April 1921, S. 235/242 (14 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/21. 36.**

Motorschmierung. Die Schmierung der Verbrennungskraftmaschinen wird durch Verwendung von Kugellagern, die die Reibung um 90 vH vermindern, erleichtert. Der Kolben verbraucht 50 vH der Schmierölmenge. Größter Lagerdruck bei mittlerem Mineralöl 45 kg/cm². — E. L. Baß, Vortrag vor der engl. Vereinigung der Automobilingenieure am 17. Febr. 1921, ber. in The Technical Review, Bd. 9, 3. Mai 1921, S. 73, FF. 1092. Hn. **21/21. 41.**

Motorverdichtung. Der Rateau-Vorverdichter hat eine Abgasturbine mit Kreiselvorverdichter auf gleicher Achse. Turbinenrad mit Schaufeln aus legiertem Stahl. Keine Leitschaufeln oder Düsen. Gehäuse um Turbine Stahl. Der Verdichter hat acht Stahlschaufeln in Aluminiumgehäuse. Drei Bauarten für 175, 300 und 450 PS. Gewicht der beiden ersten 23 kg, der dritten 35 kg. 25000 bis 30000 Umdr./min. Motorleistung wird bis zu 5,5 km Höhe konstant erhalten. (Widerlegt. D. Ber.) Die Luft wird vor dem Eintritt in den Vergaser nochmals gekühlt.

Entstehung. 1916 Bau des ersten Modelles. Versuche zuerst mit Dampf. Dann mit einem 160 PS-Achtzyl.-V-Lorraine. Die Kreiselwirkung bei plötzlicher Wendung erwies sich als ungefährlich. Dann Versuche auf den 2,16 km hohen Gallibier in den französischen Alpen. Bei Einschalten des Verdichters wird Brennstoffbehälter mit Luftauslaß am Gebläse verbunden. Ein- und Auslaßleitung mußten gut dicht gehalten werden. Die Benzinleitung wurde durch den Überdruck oft undicht. Die Kühler mußten vergrößert werden. Die Leistung des Motors stieg mit Verdichter von 111 auf 164 PS und die Drehzahl von 1370 auf 1550 Umdr./min. Brennstoffverbrauch gleichbleibend. 93° Temperaturerhöhung, durch Luftkühler auf 58° erniedrigt.

Flugversuche im März 1918 auf Bréguet 14 B 2 und Nieuport. Im Bréguet war der Verdichter mit Abgasturbine hinter dem Motor und der Luftkühler mit 1,3 m² Oberfläche rechts und links. Im Nieuport-Verdichter mit Abgasturbine sowie Luftkühler mit 0,18 m² Oberfläche vor dem Motor. Erzielte Flugleistung siehe 21/5. 57. (Zwischen den Zeilen ist lesbar, daß die Abgasturbine durch Überhitzen dauernd die größten Schwierigkeiten machte. D. Ber.) — H. M. Buckwald, Aviation and Aircraft Journal, Bd. 10, 17. Januar 1920, S. 73/76 (7 Sp., 10 Abb.). Hn. **21/15. 51.**

Motorvergasung. Kritik der Vergasungsvorgänge schwerer Brennstoffe. — C. Wirsum, Der Motorwagen, Bd. 24, 10. Mai 1921, S. 257/259 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **21/21. 42.**

Motorvergaser. Neuere Vergaser und Hilfseinrichtungen. — L. Ptaczowsky, Allgemeine Automobilzeitung, Bd. 33, 23. April 1921, S. 27/30 (8 Sp., 10 Abb.). Hn. **21/20. 57.**

Motorzündung. Die amerikanische Bosch Magneto Co. hat eine einstellbare Kupplung für Zündapparate herausgebracht, die bei Drehzahlen unter 100 bis 120 U/min selbsttätig ausschaltet, um Rückschläge zu verhindern. — Aviation, Dez. 1920 (½ Sp., 1 Abb.) ber. in The Technical Review, Bd. 6, 3. Mai 1921, S. 73 A. N. 1054. **21/21. 43.**

Segelflug. Segelflug: Hankin hat zur Erklärung eine besondere Energie angenommen, die der Vogel aus der Luft zieht; in dem Buche von R. de Villamil (Soaring Flight, London: Charles Spon) wird das Segeln auf Änderungen der Relativgeschwindigkeit zurückgeführt. Der Grund für diese Änderungen fehlt. Er liegt im Kreisflug.

Ein plötzlich aufkommender Gegenwind, vor allem ein schräg aufsteigender, hat Auftriebwirkung. Ein Modell: Wagen, auf dem ein kleinerer Wagen in einem Gleis mit Kurven läuft, zeigt die Änderungen der Relativbewegung, die bei Windschwankungen zum Höhengewinn führt. Vom Gleitwinkel abgesehen, ist die Steigung der Flugbahn gleich dem Verhältnis der Windgeschwindigkeitsänderung zur Schwerebeschleunigung.

Bei einer Gleitzahl 1:16 sind daher zum wagrechten Flug Windschwankungen von mindestens 0,6 m/s² nötig; falls der Vogel im Zeitmaß der Schwankungen kreist, also jede doppelt ausnutzt, nur die Hälfte. — M. A. S. Riach, Aeronautics, Bd. 20, 17. und 24. Febr. 1921, S. 117/118, 132/134 (8½ Sp., 8 Skizz.). E. **21/19. 50.**

Segelflug. Die Frage des motorlosen Menschenfluges und des Schwingenfluges. — L. Prandtl, Luftfahrt, Bd. 25, Mai 1921, S. 83/84 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/21. 44.**

Strömungslehre. Aerodynamik bei sehr hoher Geschwindigkeit. Nach Siacci und Charbonnier zerfällt der Widerstandsbeiwert einer Kugel in einen mit dem Quadrat der Geschwindigkeit unbegrenzt wachsenden, durch den Stirndruck am Vorderteil entstehenden und einen durch den hinteren Unterdruck, der nur bis zur Luftleere wachsen kann, entstehenden Teil. Der so mit Hilfe der in Turin gemessenen Druckverteilung über die Vorderseite der Kugel und dem Unterdruck hinten berechnete Widerstand stimmt mit dem wirklichen gut überein. Daraus ergibt sich für die Flugtechnik, daß mit zunehmender Geschwindigkeit die Gestalt der Vorderkante größer werdenden Einfluß bekommt. Für die Hinterkante gilt das Gegenteil. — Guidoni, italienischer Luftfahrt-Attaché, Aerial Age Weekly, Bd. 13, 21. März 1921, S. 31/32 (4½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/21. 46.**

Strömungslehre. Der Alula-Tragflügel. Der Widerstand von Tragflügeln läßt sich durch Erhöhen des Seitenverhältnisses verkleinern. Darüber hinaus durch außen herabgezogene Flügelenden, also negative V-Form von der Mitte der Tragdecks ab, sowie veränderliche Wölbung und Flügeltiefe. Nach Modellversuchen mit einem Seitenverhältnis 1:9 hat ein Tragflügel, dessen am Rumpf liegendes Drittel aufwärtsgerichtete V-Form, das mittlere wagerechte Richtung und das äußere Ende abwärtsgerichtete V-Form besitzt, bei niedrigen Auftriebsbeiwerten bessere Gleitzahl als ein gerader. Ein mit geradem Mittelstück außen herabgezogener Flügel hat bei niedrigem Auftriebsbeiwert schlechtere und bei hohem bedeutend bessere, bis auf $^1/_{26}$ steigende Gleitzahl. (Es folgt eine sich auf gewagten Annahmen stützende Reklame. D. Ber.). — A. J. S. Pippard, Aircraft Engineering, Oktober 1920, S. 246/248 (6 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/22. 50.**

Unterbringung. Anwendung von Kabeln auf den Bau von Flugzeug- und Luftschiffhallen mit Schwebedächern. Die Seeflugzeughalle zu Cherbourg hat eine 60 m große und 7,80 m hohe Öffnung. Das Dach wird vorne und hinten durch je eine Drahtseilbrücke getragen. Eckpfeiler durch Kabel und in die Erde versenkte Gewichte abgestützt. Wellblechdach mit 8—10 kg/m² Gewicht. Die Halle zu Karouba bei Bizerte in Tunis ist 254 m breit und 40 m tief. Drei 10 m hohe und 71 m breite Tore. Dach an zwei Drahtseilhängebrücken. Eine 150 m lange, 28 m hohe und 25 m breite Luftschiffhalle, mit Ein- und Ausgang an den Längswänden sowie Drahtseilhängedach, war bei Waffenstillstand zu Ajaccio im Bau und wird jetzt an der Küste des Mittelmeeres aufgerichtet werden. Die beiden 150 m langen Tore werden als Viertelkreise rechts und links ausgefahren und dienen beim Einbringen des Schiffes als Windschutz. Eine 300 m lange, 50 m hohe und breite Halle für Verkehrsluftschiffe wird vorgeschlagen. — G. Leinekugel, Le Coco, Le Génie Civil, Bd. 78, 5. März 1921, 205/211 (14½ Sp., 11 Abb.). Hn. **21/21. 48.**

Unterbringung. Unterbringung von Flugzeugen im Freien. — Carganico, Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 10, 11. Mai 1921, S. 188, 190 (2½ Sp., 2 Skizz.). W. **21/21. 49.**

Unterbringung. Die deutschen Luftschiffhallen. — Roland Eisenlohr, Der Motorwagen, Bd. 24, Heft 8, 20. März 1921, S. 163/164 (2 Sp., 1 Übersichtstaf. des Vorkriegsstandes). W. **21/21. 50.**

Wetterkunde. Meteorologie im Flugdienst (Vortrag vor der englischen Königl. Luftfahrtgesellschaft). Der Flieger bedarf der Kenntnis von Wind, Wolkenart und -höhe, Nebelgefahr, Wetterlage und Gewittern für alle Punkte seiner Reise und möglichst für den Augenblick des Fluges. Dafür empfiehlt sich z. Zt. mehr die Beobachtung längs der Luftlinien als die Vorhersage für ein größeres Gebiet. Zur Beobachtung vor allem Fesselballone. Stationen dürfen dann nicht zu nahe an der Luftlinie liegen.

Nebel läßt sich nur mit großen Kosten durch Kohlenfeuer, wirksamer durch Zerstäuben hygroskopischen Kalziumchlorids, nicht aber durch elektrische Entladungen zerstreuen.

Statistische Auskünfte nützen, wegen der großen möglichen Abweichungen, wenig. — G. Dobson, Aeronautics, Bd. 20, 17. Febr. 1921, S. 113/116 (8 Sp., o. Abb., nebst Aussprache über die Gefahr der Fesselkabel, über Notwendigkeit von Auskünften über das, was der Flieger wirklich antrifft, usw.). E. **21/18. 43.**

Literatur.

Literatur. Wirkungsgrade von Flugmotoren. Von A. H. Gibson (36 S., 13 Abb., 11 Taf.) London, The Royal Aeronautical Society, Bulletin Nr. 3, Preis 5 sh.

Literatur. Angewandte Aerodynamik (Applice Aerodynamics). Von G. P. Thomson. Verlag Hodder & Stoughton, London, Preis 2 sh. Das über 300 Seiten starke Werk enthält eine Reihe mathematischer Fehler, bringt im übrigen Aerodynamik und vor die Beziehungen zwischen Modell und ausgeführtem Flugzeug. — Aircraft Engineering, Bd. 1, August 1920, S. 223/224 (½ Sp., o. Abb.).

Flugtechnik (Aerodynamics — A Class Text). Von E. B. Wilson, Verlag John Wiley and Sons, New-York. Chapman & Hall, London, Preis 22 sh. Neuere Forschungen sind wenig berücksichtigt. — Aircraft Engineering, Bd. 1, August 1921, S. 224 (2 Sp., o. Abb.). Hn. **21/22. 40.**

Literatur. Jahrbuch der Funktelegraphie und -telephonie (The Yearbook of Wireless Telegraphy and Telephony, 1921). Veröffentlicht durch die Wireless Press Ldt. 12—13, Henriettastreet, London, W.C. 2. Preis 21 sh. Ein Abschnitt über Funktelegraphie im Flugzeug. Ferner alle Gesetze, Vereinbarungen und Liste aller Stationen der Erde mit Rufzeichen, Wellenlänge und Reichweite. — The Aeroplane, Bd. 20, 13. April 1921, S. 358 (½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/22. 41.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

13. Heft 15. Juli 1921 12. Jahrgang

Wirbel und im Zusammenhang damit stehende Begriffe der Hydrodynamik.

Von A. Betz, Göttingen.

Es ist noch nicht lange her, da war der Begriff Wirbel vielfach ein Ausdruck dafür, daß unsere Erkenntnis der betr. Strömungserscheinungen zu Ende ist. »Da bilden sich dann Wirbel« hieß es und damit war die Beschreibung des Vorganges erledigt. Seitdem Kármán die nach ihm benannte Wirbelanordnung hinter Widerstand bildenden Körpern gefunden und insbesondere, seitdem in der Tragflügeltheorie wohl definierte Wirbel zur Grundlage einer genauen quantitativen Berechnung des Flügelwiderstandes geworden sind, ist zwar für viele der Wirbelbegriff ein gebrauchsfähiger Begriff geworden, für viele ist er aber eine Art Zauberwort, mit dem keine sachliche Vorstellung verbunden ist. Abgesehen von der Schwierigkeit der Vorstellung, welche Flüssigkeitsbewegungen im allgemeinen bieten, ist an dieser weitverbreiteten Unklarheit über den Wirbelbegriff auch noch der Umstand schuld, daß man mit dem Wort Wirbel nicht immer dasselbe bezeichnet, so daß daraus leicht Mißverständnisse entstehen. Im folgenden sollen die mit Wirbeln im Zusammenhang stehenden Begriffe an Hand von möglichst einfachen Beispielen erläutert werden. Mathematische Formeln und ähnliche Hilfsmittel der Darstellung, welche dem darin nicht Geübten meist keine Erleichterung für das Verständnis bieten, sind dabei möglichst vermieden worden. Es wurde versucht, statt dessen die Vorgänge auf Grund geläufiger geometrischer und mechanischer Vorstellungen anschaulich zu machen. Mit Rücksicht auf die leichtere Vorstellbarkeit sollen im allgemeinen nur ebene Strömungsvorgänge betrachtet werden, das sind solche, bei denen die Bewegungen in einer Ebene verlaufen und sich deshalb bequem durch eine Zeichnung darstellen lassen. In allen Ebenen, welche der Zeichenebene parallel sind, findet dabei dieselbe Strömung statt. Auf einige Eigentümlichkeiten der räumlichen Vorgänge wird in einem besonderen Abschnitt kurz hingewiesen werden.

Wir wollen zunächst einige typische Strömungsformen betrachten und an ihnen den Begriff der Drehung kennenlernen. Die einfachste Art der Strömung besteht darin, daß alle Flüssigkeitsteilchen sich parallel zueinander mit gleicher Geschwindigkeit vorwärts bewegen (Abb. 1. Die Linien stellen

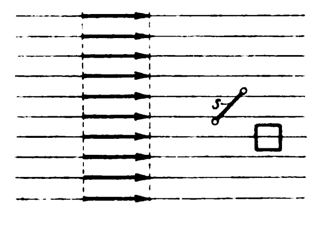


Abb. 1.

Stromlinien dar, die Länge der dick ausgezogenen Pfeile ist der Geschwindigkeit proportional). Legen wir in eine solche Strömung ein kleines Stäbchen s, so wird dieses durch die Strömung nur parallel zu sich verschoben; seine Richtung bleibt unverändert, gleichgültig in welcher Anfangsstellung wir das Stäbchen in die Flüssigkeit brachten.

Eine andere einfache Strömung besteht darin, daß sich die Flüssigkeit wie ein starrer Körper dreht (Abb. 2). Die Geschwindigkeit ist dabei proportional dem Abstand von der Drehachse. Bringen wir in diese Strömung ein Stäbchen s, so wird dieses bei jeder Umdrehung des Flüssigkeitskörpers sich gleichfalls um die Drehachse herum bewegen, dabei aber seine Richtung nicht beibehalten, sondern bei jedem Umlauf sich um 360° drehen. Im übrigen ist es auch bei diesem Vorgang gleichgültig, welches die Anfangslage des Stäbchens ist; die Winkelgeschwindigkeit bleibt davon unberührt.

Ein dritter Typus ist in Abb. 3 dargestellt: Die Stromlinien sind geradlinig und parallel zu einander wie bei der ersten Strömung, aber die Geschwindigkeit nimmt proportional dem Abstand von einer Linie mit der Geschwindigkeit Null zu. Bringen wir hier unser Stäbchen parallel zur Strömungsrichtung in die Flüssigkeit s_1, so wird es keine Drehung erfahren, bringen wir es dagegen in senkrechter Richtung dazu hinein (s_2), so wird es sich in der durch den eingezeichneten Pfeil an-

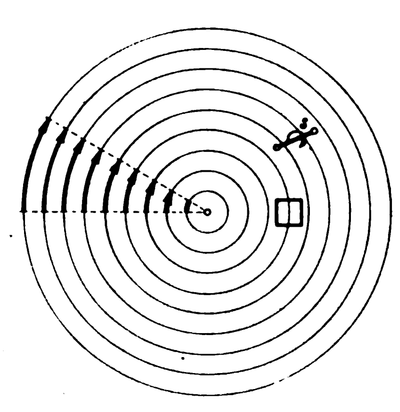


Abb. 2.

gegebenen Richtung drehen. Hier ist also die Drehgeschwindigkeit von der Richtung des Stäbchens abhängig und schwankt zwischen Null bei der Stellung s_1 und einem Maximalwert bei der Stellung s_2.

Als letztes Beispiel wollen wir wieder eine Strömung mit konzentrischen Kreisbahnen wie beim Fall 2 betrachten. Die

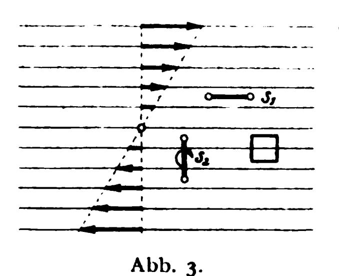


Abb. 3.

Geschwindigkeit soll nun aber umgekehrt proportional dem Abstand vom Mittelpunkt abnehmen (Abb. 4). Hierbei wird sich ein Stäbchen, das parallel den Stromlinien liegt s_1 bei jedem Umlauf einmal im Uhrzeigersinn umdrehen, während

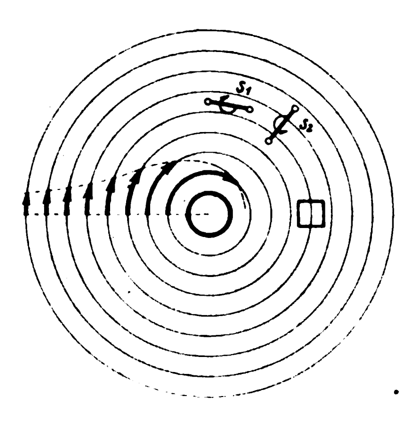


Abb. 4.

ein radial liegendes Stäbchen (s_2) infolge der angegebenen Geschwindigkeitsverteilung sich im umgekehrten Sinne drehen wird. Wir haben also auch bei diesem Beispiel wie beim vorigen den Fall, daß die Drehgeschwindigkeit von der Lage des Stäbchens abhängt. Hier wechselt aber die Drehgeschwindigkeit zwischen positiven und negativen Werten so, daß sie im Durchschnitt Null ist. Würden wir die Winkelgeschwindigkeit des

Stäbchens für beliebige Lagen ermitteln, so würden wir finden, daß ihre Summe für je 2 zueinander senkrechte Richtungen Null ist. Ähnlich würden wir beim 3. Beispiel feststellen können, daß die Summe der Winkelgeschwindigkeiten für je zwei zueinander senkrechte Richtungen einen konstanten Wert hat. Man bezeichnet diesen Wert als D r e h u n g der Flüssigkeit. Die Strömungen 1 und 4 sind demnach drehungsfrei, während 2 und 3 Drehung besitzen. Diese ist im Falle 2 doppelt so groß wie die Winkelgeschwindigkeit der wie ein starrer Körper rotierenden Flüssigkeit.

Noch klarer dürfte der Begriff der Drehung zur Anschauung kommen, wenn wir uns aus 4 Stäbchen in der Flüssigkeit ein Quadrat gebildet denken (in Abb. 1—4 eingezeichnet) und zusehen, wie sich dieses infolge der Flüssigkeitsbewegung deformiert. Abb. 5 zeigt die Veränderung bei den 4 vorhin geschilderten typischen Bewegungen. Im ersten Falle (gleichmäßige Parallelströmung) ist außer einer seitlichen Verschiebung keine Veränderung vorhanden. Im zweiten Falle (Drehung wie beim starren Körper) dreht sich die Figur ohne Formänderung. Im 3. und 4. Falle wird das Quadrat zu einem Rhombus verschoben. Dabei behalten im 4. Falle die Diagonalen der Figur (gestrichelt) ihre ursprüngliche Richtung; es wird nur die eine verlängert, die andere verkürzt. Aus dieser Darstellung der Deformation ist ersichtlich, daß hierbei keine Drehung vorliegt. Im 3. Falle dagegen haben wir dieselbe Deformation wie im letzten Beispiel, aber außerdem eine Drehung, durch die zwei der Parallelogrammseiten wieder in ihre ursprüngliche Richtung gebracht werden.

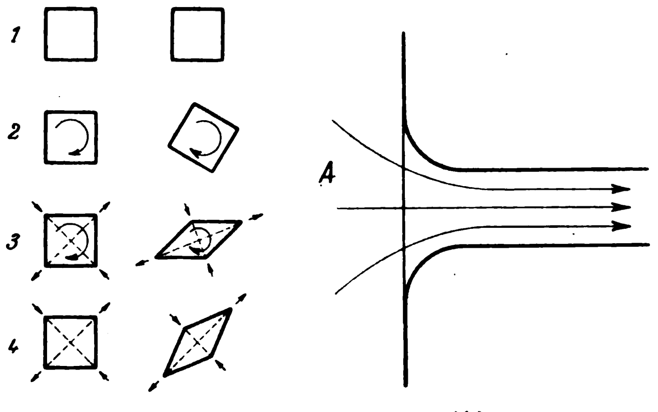


Abb. 5. Formänderungen der in Abb. 1—4 eingezeichneten Quadrate infolge der Flüssigkeitsströmung.

Abb. 6.

Wir wollen uns nun überlegen, ob und wie wir durch Ausübung von äußeren Kräften auf eine ursprünglich ruhende Flüssigkeit, diese so in Bewegung setzen können, daß die eben beschriebenen Strömungsformen entstehen. Dabei wollen wir jedoch darauf verzichten, eine unendlich ausgedehnte Flüssigkeit zugrunde zu legen, da wir zu deren Bewegung doch unendlich große Kräfte anwenden müßten. Es möge genügen, Flüssigkeitsströmungen zu erzeugen, welche mit je einem Stück der obigen 4 Beispiele übereinstimmen. Wir werden dabei die merkwürdige Feststellung machen, daß wir je nach dem zu erzeugenden Strömungstypus zwei wesentlich verschiedene Methoden anwenden müssen und dadurch ein, wie wir noch sehen werden, wichtiges Unterscheidungsmerkmal für Strömungsformen allgemeiner Art gewinnen.

Die erste Strömungsform (Parallelströmung) können wir dadurch erzeugen, daß wir die Flüssigkeit aus einem großen Raume A (Abb. 6) durch eine Rohrleitung ausströmen lassen. Wir müssen zu dem Zweck nur dafür sorgen, daß in der Rohrleitung ein niedrigerer Druck herrscht als im Raume A, damit die Flüssigkeit in das Rohr einströmt. In einiger Entfernung von der Einströmungsstelle werden die Stromlinien parallel den Rohrwänden sein. Der Druck muß dann über einem Rohrquerschnitt konstant sein; denn jedes Druckgefälle quer zur Strömungsrichtung würde die Flüssigkeit aus ihrer Bahn ablenken; die Stromlinien wären dann nicht mehr gerade. Die Gleichheit des Druckes über einem Querschnitt bedingt aber auch Gleichheit der Geschwindigkeit, da diese ja durch den Druckunterschied erzeugt wird, der zwischen dem Rohr und dem großen Raume A herrscht. Dabei ist allerdings vorausgesetzt, daß auf die Flüssigkeit keine anderen Kräfte als dieser Druckunterschied beschleunigend oder verzögernd wirken. Insbesondere müssen wir Reibungseinflüsse ausschließen. Wir werden aber später sehen, daß in einer sehr großen Anzahl praktisch wichtiger Fälle diese Reibungseinflüsse so verschwindend klein sind, daß wir sie idealisierend vernachlässigen dürfen.

Gänzlich anders müssen wir vorgehen, wenn wir die zweite Strömungsform erzeugen wollen. Durch Druckunterschiede ist ihre Entstehung nicht möglich, denn um die größere Geschwindigkeit der äußeren Teile hervorzurufen, müßte man dafür sorgen, daß in diesen Teilen niedrigerer Druck herrscht als in den langsameren inneren Teilen. Eine solche Druckverteilung ist aber wegen der Zentrifugalkräfte der Flüssigkeitsteilchen nicht möglich. Diese können nämlich auf ihren kreisförmigen Bahnen sich nur dann bewegen, wenn ein nach innen gerichtetes Druckgefälle die Zentrifugalkräfte aufhebt. Mit den kreisförmigen Bahnen ist daher notwendig verbunden, daß der Druck außen höher ist als innen. Eine solche Druckverteilung ist aber gerade entgegengesetzt derjenigen, welche wir zur Erzeugung der gewünschten Geschwindigkeitsverteilung brauchten. Wir können diese Strömungsform aber doch erreichen, und zwar z. B. in der Weise, daß wir einen mit Flüssigkeit gefüllten Hohlzylinder um seine Achse rotieren lassen. Infolge der Z ä h i g k e i t (Reibung) wird die Flüssigkeit mit der Zeit von den Zylinderwänden mitgenommen und kommt allmählich in gleichmäßige Rotation. Während also beim ersten Beispiel die Zähigkeit nur ein störender Nebenumstand war, ist sie zur Erzeugung der zweiten Strömungsform wesentlich. Es ist jedoch nicht nötig, daß die Zähigkeit besonders stark ist, sondern es genügt, daß sie überhaupt vorhanden ist. Je kleiner allerdings die Zähigkeit ist, umso länger wird es dauern, bis der Flüssigkeit die beabsichtigte Bewegung erteilt ist.

Auch die dritte Strömungsform (Abb. 3) können wir nicht durch Druckunterschiede, sondern nur unter Zuhilfenahme der Zähigkeit erzeugen. Die geradlinigen Stromlinien sind nur möglich, wenn in einem Querschnitt senkrecht zur Stromrichtung überall der gleiche Druck herrscht. Aus dieser Druckverteilung ergäbe sich aber, wenn keine anderen Einflüsse wirksam sind, auch konstante Geschwindigkeit wie beim ersten Beispiel. Unter Mitwirkung der Zähigkeitskräfte können wir die dargestellte Strömung dadurch erzeugen, daß wir die Flüssigkeit zwischen zwei ebene parallele Wände bringen, von denen die eine ruht, während die andere sich parallel zu sich selbst verschiebt (Abb. 7). Die Flüssigkeit wird dann allmählich die gewünschte Strömung annehmen.

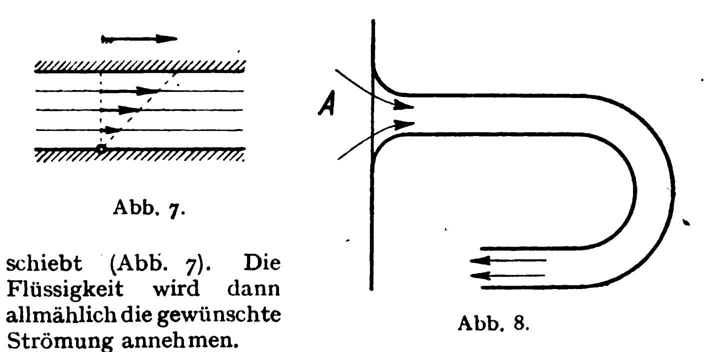


Abb. 7.

Abb. 8.

Im Gegensatz zu den beiden letzten Beispielen kann die vierte Strömungsform (Abb. 4) wieder ausschließlich durch Druckunterschiede erzeugt werden. Wie wir bereits beim zweiten Beispiel erwähnten, ist mit den kreisförmigen Stromlinien wegen der Zentrifugalkräfte notwendig eine Druckzunahme nach außen verbunden. Und wenn die Geschwindigkeit nur durch den Druck bedingt sein soll, so muß sie entsprechend dieser Druckzunahme abnehmen. Wie man sich leicht durch Nachrechnen überzeugen kann, ist die in unserem Beispiel angenommene Geschwindigkeitsverteilung (Geschwindigkeit umgekehrt proportional dem Radius) so, daß die den Geschwindigkeiten entsprechenden Drücke, die Zentrifugalkräfte gerade aufheben. Die tatsächliche Ausführung dieser Strömungsform kann etwa in der in Abb. 8 angedeuteten Weise geschehen. Aus dem großen Raume A strömt die Flüssigkeit durch einen Kanal, welcher eine halbkreisförmige Krümmung besitzt. In dieser Krümmung wird sich infolge der

Zentrifugalkräfte außen ein höherer Druck einstellen als innen und infolgedessen außen eine kleinere Geschwindigkeit als innen. Wegen der Nähe der geraden Kanalstrecken werden zwar noch Abweichungen von der beabsichtigten Strömungsform vorhanden sein. Diese Abweichungen werden aber um so kleiner, je schmaler der Kanal im Verhältnis zum Krümmungsradius ist.

Aus diesen Betrachtungen haben wir die Erkenntnis gewonnen, daß bei Abwesenheit von Zähigkeit oder mit praktischer Genauigkeit in allen Fällen, in denen die Zähigkeitskräfte sehr klein sind gegenüber den von Druckunterschieden herrührenden Kräften, nur gewisse Arten von Strömungsformen entstehen können, während andere Formen wesentlich an das Vorhandensein von Zähigkeitswirkungen gebunden sind.

Diese Unterscheidung ist insofern von praktischer Bedeutung, als bei den technisch wichtigsten Flüssigkeiten Luft und Wasser die Zähigkeit tatsächlich ziemlich klein ist, so daß die Voraussetzung verschwindend kleiner Zähigkeitskräfte außerordentlich häufig ist. In allen diesen Fällen sind die möglichen Strömungsformen sehr eingeschränkt und besitzen gewisse Eigenschaften, welche die rechnerische Behandlung ganz wesentlich vereinfachen.

Vergleichen wir die so gefundene Einteilung der Strömungsformen nach ihrer Entstehungsursache, mit der bei der ersten Betrachtung vorgenommenen Unterscheidung auf Grund der Bewegung der Stäbchen, so finden wir das merkwürdige Ergebnis, daß die beiden Beispiele drehungsfreier Bewegung (Typus 1 und 4) durch Druckkräfte, während die beiden Beispiele drehender Bewegung (2 und 3) durch Reibungskräfte erzeugt werden. Diese Beziehung besteht jedoch nicht zufällig nur bei den gewählten Beispielen, sondern sie ist ursächlich begründet und hat allgemeine Gültigkeit.

Jener eigentümliche Zusammenhang zwischen dem Krümmungsradius der Strömung an irgendeiner Stelle und der Geschwindigkeitsverteilung längs des Radius, den wir beim 4. Beispiel als notwendige Folge der Abwesenheit von Reibungskräften kennen lernten, besteht nämlich ganz allgemein bei jeder Strömung, die nur durch Druckkräfte unter Ausschaltung von Reibungseinflüssen erzeugt ist. Durch den Krümmungsradius und die Geschwindigkeit sind die Zentrifugalkräfte bestimmt und damit ergibt sich eindeutig die Druckzunahme nach außen und wegen der Reibungsfreiheit auch die entsprechende Geschwindigkeitsabnahme. Wir erhalten daher den wichtigen Satz:

W e n n   e i n e   F l ü s s i g k e i t s s t r ö m u n g   a u s   d e r   R u h e   h e r a u s   e n t s t a n d e n   i s t ,   s o   i s t   d i e   S t r ö m u n g   a n   a l l e n   S t e l l e n   d r e h u n g s f r e i ,   z u   d e n e n   k e i n e   d u r c h   R e i b u n g s k r ä f t e   b e e i n f l u ß t e n   F l ü s s i g k e i t s t e i l c h e n   g e l a n g t   s i n d .

Wir werden also merkliche Drehung in einer Flüssigkeitsströmung nur dann erwarten dürfen, wenn die Reibungskräfte mindestens von derselben Größenordnung sind wie die Druckkräfte. Dies tritt bei den praktisch wichtigen Fällen, d. i. bei Flüssigkeiten mit sehr kleiner Zähigkeit (Luft und Wasser) und bei nicht zu kleinen Geschwindigkeiten und Abmessungen nur dann ein, wenn die Geschwindigkeit innerhalb einer verhältnismäßig dünnen Schicht stark verschiedene Werte hat. Der weitaus wichtigste Fall, in dem diese Voraussetzung zutrifft, ist bei der Strömung längs einer festen Wand gegeben. (Abb. 9.) Die unmittelbar an die Wand angrenzenden Flüssigkeitsteilchen haben die Geschwindigkeit Null. Mit zunehmendem Abstand von der Wand wächst die Geschwindigkeit bis zu dem Werte, den sie ohne Einfluß der Wand haben würde. Je länger die Flüssigkeit längs der Wand strömt, um so dicker wird die Schicht (man nennt sie Grenzschicht), innerhalb der die Geschwindigkeit ansteigt, da immer mehr Flüssigkeitsteilchen durch die Reibung verzögert werden. In dieser durch Reibung beeinflußten Grenzschicht besitzt die Flüssigkeit Drehung. Diese ist um so stärker, je dünner die Grenzschicht ist, da dann der Geschwindigkeitsanstieg um so rascher erfolgt. Wir sehen daraus, daß wir bei allen Flüssigkeitsteilchen, welche nahe an einer Wand vorbeiströmten, Drehung erwarten müssen, und zwar entweder nur eine dünne Schicht mit starker Drehung oder eine dickere Schicht mit schwächerer Drehung. Solche Flüssigkeitsteilchen können im Verlaufe der Strömung auch von der Wand weg ins Innere der Flüssigkeit gelangen, sie behalten dann ihre einmal erlangte Drehung sehr lange bei, da im Innern der Flüssigkeit im allgemeinen keine erheblichen Reibungskräfte auftreten, welche die Drehung vermehren oder vermindern würden.[1]) Diese drehenden Flüssigkeitsgebiete bilden aber im allgemeinen nur einen kleinen Teil der gesamten Flüssigkeit. Man kann deshalb die für nicht drehende Flüssigkeitsbewegungen geltenden einfachen Gesetze auf die Vorgänge anwenden, wenn man nur diese kleinen abgegrenzten Gebiete ausscheidet und besonders behandelt.

Nach diesen allgemeinen Betrachtungen über drehende und drehungsfreie Bewegungen und deren Auftreten bei den gewöhnlichen Vorgängen wollen wir unser Augenmerk noch einmal auf die 4. typische Strömungsform (Abb. 4) lenken, die eine kreisende und doch drehungsfreie Strömung darstellt. Legen wir das Stäbchen, welches uns zur Untersuchung der Drehung diente, so, daß es den gemeinsamen Mittelpunkt der Kreise überdeckt, so wird es uns für jede beliebige Richtung dieselbe Drehung anzeigen und je kürzer wir das Stäbchen wählen, um so rascher wird es sich drehen, da ja die Geschwindigkeit der Strömung nach dem Mittelpunkt hin unbegrenzt anwächst. Während wir für jeden anderen Punkt des Strömungsfeldes Drehungsfreiheit festgestellt haben, finden wir also für diesen einen ausgezeichneten Punkt eine Drehung und zwar noch dazu eine unendlich starke. Wenn wir nach der physikalischen Bedeutung dieses Ergebnisses fragen, so müssen wir zunächst feststellen, daß eine Strömung von diesem Typus nur möglich ist, wenn wir den Mittelpunkt und ein kleines Gebiet um denselben herum ausschließen; denn es ist unmöglich, unendlich große Geschwindigkeiten zu erzeugen. Trotzdem bildet dieser 4. Typus eine außerordentlich wichtige Strömungsform, wobei man sich nur vergegenwärtigen muß, daß diese Strömung erst von einem gewissen Radius an zutreffend ist, während innerhalb desselben eine andere Strömungsform maßgebend ist.

Wir können uns z. B. folgende Strömung vorstellen (Abb. 10). Die Flüssigkeit fließt in konzentrischen Kreisen. Außerhalb eines bestimmten Kreises herrscht drehungsfreie Strömung

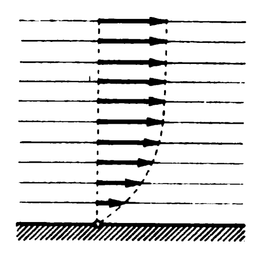


Abb. 9. Geschwindigkeitsverteilung in der Nähe einer festen Wand.

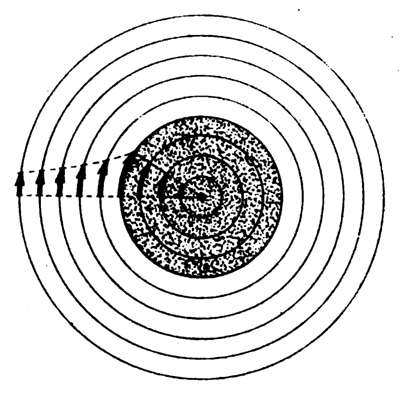


Abb. 10. Kern und Feld eines Wirbels.

vom Typus 4 (Abb. 4), innerhalb dieses Kreises (punktierte Fläche) eine drehende Strömung vom Typus 2 (Abb. 2). Einen solchen Bewegungsvorgang nennt man einen Wirbel.[2]) Das Gebiet drehender Flüssigkeit wollen wir als Wirbelkern und die drehungsfreie Strömung außerhalb des Kernes als Wirbelfeld bezeichnen. Dabei ist es nicht nötig, daß, wie in dem gewählten Beispiel, in der Umgebung des Mittelpunktes, also im Wirbelkern, überall die Drehung von derselben Größe ist. Wesentlich ist nur, daß ein abgegrenztes Gebiet drehender Flüssigkeitsteilchen vorhanden ist, das von einem Gebiet drehungsfreier Strömung umschlossen ist oder wenigstens von

[1]) In verhältnismäßig sehr langer Zeit macht sich natürlich die geringe Zähigkeit doch geltend und bringt die Drehung allmählich zum Verschwinden (vgl. S. 197).

[2]) Vielfach bezeichnet man jede nicht drehungsfreie Strömung als Wirbel. Da es aber dem gewöhnlichen Sprachgebrauch widerspricht, beispielsweise Strömungen vom 3. Typus (Abb. 3) als Wirbel anzusprechen, so soll hier das Wort Wirbel nur auf solche Vorgänge angewandt werden, die einen ausgesprochenen Kern aufweisen, um den die Strömung im wesentlichen verläuft.

einem Gebiet mit geringerer Drehung. Zu einem gegebenen Wirbelfeld sind sehr verschiedene Verteilungen der Drehung im Kern denkbar. So kann z. B., wie in Abb. 11 dargestellt, die drehende Flüssigkeit (punktierte Fläche) in einem Kreisring konzentriert sein; außerhalb desselben ist die Strömung drehungsfrei, innerhalb ist die Geschwindigkeit überall Null. Da nach dem früher Gesagten bei den üblichen Flüssigkeiten mit

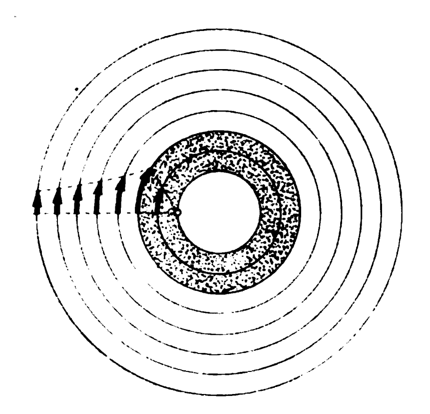


Abb. 11. Wirbel mit ringförmigem Kern.

geringer Zähigkeit die drehenden Flüssigkeitsteile meist räumlich sehr beschränkt sind, so sind auch die Wirbelkerne meist sehr klein und die Vorgänge, welche uns gerade interessieren, spielen sich zum weit überwiegenden Teil im Wirbelfeld ab. Es ist daher in den meisten Fällen belanglos, wie der Wirbelkern im einzelnen aussieht, wenn er nur zum Wirbelfeld paßt. Wenn es aber schon gleichgültig ist, wie die Vorgänge im Wirbelkern sind, so können wir den Kern der Einfachheit halber als punktförmig annehmen und kommen dann wieder auf die Strömung nach Abb. 4 (4. Typus). Wir müssen uns aber klar sein, daß dies nur den Sinn hat, daß die tatsächliche Strömung außerhalb eines gewissen kleinen Gebiets mit der in Abb. 4 dargestellten übereinstimmt, während innerhalb dieses Gebietes andere Geschwindigkeiten herrschen, die uns aber im einzelnen nicht interessieren.

Um diesen ganzen Strömungsvorgang außerhalb des Wirbelkernes in allen seinen Einzelheiten zu beschreiben, genügt neben der Angabe, daß er drehungsfrei ist, die Kenntnis des Mittelpunktes und einer einzigen Zahl, welche z. B. die Geschwindigkeit im Abstand Eins vom Mittelpunkt angibt. Statt dieser letzteren Zahl gibt man gewöhnlich eine 2π mal so große an, welche die Bezeichnung Zirkulation führt. Man erhält sie als Produkt aus dem Umfange eines beliebig gewählten Stromlinienkreises und der Geschwindigkeit auf diesem Kreise. Dieses Produkt ist nämlich für jeden Kreis außerhalb des Kerns dasselbe, da die Geschwindigkeiten im gleichen Verhältnis abnehmen, in dem die Kreisumfänge zunehmen. Diese Zirkulation ist die kennzeichnende Größe für den Wirbelkern. Wenn die Drehung im Kern gleichmäßig verteilt ist (Bewegung wie ein fester Körper, Typus 2), so ist die Zirkulation auch gleich dem Produkt aus Drehung mal Fläche des Wirbelkernes, denn wenn r den Radius des Kernes und ω die Winkelgeschwindigkeit (2ω die Drehung, vergl. S. 194) bedeuten, so ist die Umfangsgeschwindigkeit des Kernes $r\omega$, der Umfang $2r\pi$, das Produkt, die Zirkulation also $2r^2\pi\omega$ oder gleich dem Produkt aus der Kernfläche $r^2\pi$ und der Drehung 2ω. Ist die Drehung nicht gleichmäßig verteilt, so ist der Mittelwert der Drehung zu nehmen, der dann, mit der Kernfläche multipliziert, die Zirkulation um den Kern ergibt.

Es erscheint zunächst verwunderlich, daß durch so wenig Angaben (Lage des Mittelpunktes und der Größe der Zirkulation) die gesamte unendlich ausgedehnte Flüssigkeitsbewegung eindeutig festgelegt ist. Die Erklärung liegt darin, daß wir voraussetzten, daß die Strömung bis auf das kleine Gebiet des Wirbelkernes drehungsfrei ist. Durch diese Bestimmung sind von den unendlich vielen denkbaren Strömungsvorgängen alle ausgeschlossen bis auf diese einzige; denn alle anderen sind nicht drehungsfrei[1]). Darin liegt eben eine der bereits betonten außerordentlichen Vereinfachungen, die sich ergeben, sobald man weiß, daß eine Strömung drehungsfrei ist. Und wie wir weiter oben gezeigt haben, ist diese Voraussetzung sehr häufig für den größten Teil der Flüssigkeit erfüllt.

Wir haben vorerst nur die eine drehungsfreie Bewegung vom 4. Typus und ihre Beziehung zu einem Wirbelkern betrachtet. Wir können die Überlegung dadurch verallgemeinern und auf andere drehungsfreie Bewegungen anwenden, daß wir zwei oder mehr Strömungsformen übereinanderlagern. Dies ist in folgender Weise zu verstehen. Wenn wir eine Bewegung haben, etwa ein einfaches Wirbelfeld mit dem Mittelpunkt A_1 (Abb. 12), so herrscht in einem bestimmten Punkte P eine bestimmte Geschwindigkeit v_1. Nehmen wir eine andere Bewegung, etwa ein Wirbelfeld mit dem Mittelpunkt A_2, so herrscht im Punkt P die Geschwindigkeit v_2. Wenn wir nun die Geschwindigkeiten v_1 und v_2 ebenso wie Kräfte im Kräfteparallelogramm zusammensetzen, so ergibt sich die neue Geschwindigkeit v. Führt man dies für jeden Punkt des Raumes durch, so erhält man für jeden Punkt eine neue Geschwindigkeit. Durch diese neuen Geschwindigkeiten ist eine neue Strömungsform gegeben, und man sagt, daß sie durch Überlagerung oder Addierung der beiden ursprünglichen Strömungsfelder entstanden ist. Es läßt sich nun zeigen, daß die Drehung, welche die durch Überlagerung entstandene Strömung (die resultierende Strömung) an einer bestimmten Stelle aufweist, gleich ist der Summe der Drehungen, welche die ursprünglichen Strömungen (die Komponenten) an derselben Stelle besaßen. Wenn man also insbesondere drehungsfreie Strömungen übereinander lagert, so erhält man wieder eine drehungsfreie Bewegung, und wenn man über ein Gebiet drehender Bewegung eine drehungsfreie überlagert, so bleibt die Drehung unverändert. Man kann diesen Satz leicht einsehen, wenn man sich klar macht, daß die Geschwindigkeiten, welche die Bewegung unserer Kontrollstäbchen (vgl. die ersten Betrachtungen über verschiedene typische Strömungsformen) veranlassen, bei der Überlagerung sich addieren; infolgedessen addieren sich auch die Winkelgeschwindigkeiten des Stäbchens und damit auch die Drehungen, da sich diese ja aus den Winkelgeschwindigkeiten ergeben. Durch solche Überlagerungen können wir nun die verschiedenartigsten drehungsfreien Strömungsformen aufbauen, zu deren eindeutiger Beschreibung es genügt, die Lage der Wirbelkerne und deren Zirkulation anzugeben. Wenn wir daher bei irgendeinem Strömungsvorgang die Entstehung und Weiterbewegung der drehenden Flüssig-

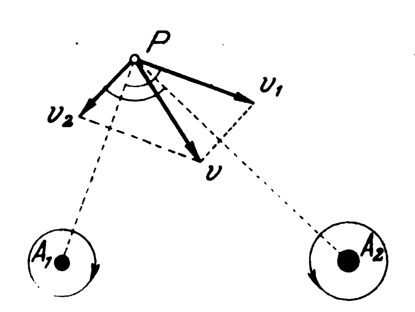


Abb. 12. Überlagerung von zwei Wirbelfeldern.

keitsteilchen verfolgen können, so daß wir ihre Verteilung und die Größe der Drehung kennen, so ist uns damit der Verlauf der ganzen übrigen drehungsfreien Strömung gegeben. Es ist dabei nicht erforderlich, daß die drehenden Flüssigkeitsteilchen in einzelne Kerne gesondert sind. Wir können nämlich bei der Überlagerung auch einen Kern dicht neben dem anderen anordnen (Abb. 13) und erhalten so schließlich eine Wirbelschicht, wie sie uns z. B. in der Grenzschicht beim Strömen längs einer festen Wand entgegentrat. Die Quergeschwindigkeiten zwischen zwei Wirbelkernen heben sich gegenseitig um so vollständiger auf, je weniger drehungsfreie Flüssigkeit zwischen den Kernen vorhanden ist, sie verschwindet vollständig, wenn die Kerne so dicht aneinander liegen, daß längs der Wirbelschicht die Drehung keine Schwankung mehr aufweist (wenn

[1]) Genau genommen, muß man noch die Bedingung hinzufügen, daß die Geschwindigkeiten in großer Entfernung vom Wirbelkern gegen Null abklingen. Für die praktischen Bedürfnisse, die hier allein berücksichtigt werden sollen, ist diese Einschränkung jedoch belanglos.

Abb. 13.

insbesondere zwischen drehenden Teilen keine nichtdrehenden mehr eingeschoben sind). Es bleiben dann nur noch Geschwindigkeiten längs der Wirbelschicht übrig, also eine Bewegung vom 3. Typus (Abb. 3)[1]).

Wir sahen, daß es genügt, die Lage der drehenden Flüssigkeitsteile und die Größe ihrer Drehung zu kennen, um darnach die ganze übrige Bewegung angeben zu können. Vielfach wundert man sich über diese Tatsache und findet es unbegreiflich, daß irgendein räumlich so beschränktes Gebilde wie ein Wirbelkern für die ganze übrige Strömung von maßgebendem Einfluß sein kann. Man sieht dabei fälschlicherweise den Wirbelkern als mechanische Ursache des Wirbelfeldes an. In Wirklichkeit wird die drehungsfreie Strömung durch Druckkräfte erzeugt, und da wo hierbei Reibungseinflüsse in erheblichem Maße sich geltend machen, bilden sich drehende Flüssigkeitsgebiete, die wieder durch die sonstige Flüssigkeitsbewegung irgendwie räumlich verteilt werden. Man kann daher viel eher sagen, die gesamte Flüssigkeitsbewegung bewirkt die Entstehung und räumliche Verteilung der Wirbelkerne. Auf jeden Fall hängt die Größe und Verteilung der Wirbelkerne aufs engste mit der Bewegung der übrigen Flüssigkeit zusammen, so daß man rückwärts aus der Verteilung der Kerne die dazu gehörige Strömung berechnen kann, so wie man aus einer Wirkung auf die Ursache schließen kann.

Bei dem geringen Einfluß, den die Zähigkeit auf die Bewegungsvorgänge hat, bleibt ein einmal erzeugter Wirbel sehr lange bestehen. Es ändert sich zwar bei Anwesenheit mehrerer Kerne deren gegenseitige Lage und damit das gesamte Strömungsfeld, aber die zu den einzelnen Wirbelkernen gehörigen Teilfelder bleiben dieselben. Sie überlagern sich nur in anderer Weise. Im Laufe längerer Zeit macht sich aber doch die Zähigkeit bemerkbar und verändert die einzelnen Kerne. Die den Kernen benachbarten Flüssigkeitsteile werden allmählich ebenfalls in Drehung versetzt und bilden dann selbst Bestandteile des Kernes. Die Kerne nehmen daher im Laufe der Zeit an Flächenausdehnung zu. Die Zirkulation um den Kern wird dabei aber nicht geändert, denn wir können sie ja in jeder beliebigen Entfernung vom Kerne messen, also auch in so großer, daß der Einfluß der Zähigkeit sich dort sicher noch nicht geltend gemacht hat. Wenn aber die Kernfläche sich vergrößert ohne daß die Zirkulation größer wird, so muß die mittlere Drehung der Flüssigkeit im Kern kleiner geworden sein, sie hat sich auf die größere Fläche verteilt. In Abb. 14 ist die

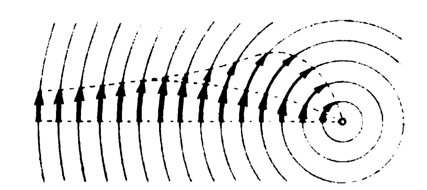


Abb. 14. Ausbreitung eines Wirbelkernes.

Geschwindigkeitsverteilung in einem Wirbel in zwei verschiedenen Zeitpunkten dargestellt. Die längeren Pfeile geben die ursprünglichen, die kürzeren die späteren Geschwindigkeiten an. Soweit die Flüssigkeit drehungsfrei geblieben ist, sind die Geschwindigkeiten unverändert. Im Innern des Kernes sind sie kleiner geworden. Der Satz, daß bei dieser Ausbreitung

Kerne ursprünglich gleich und entgegengesetzt war, so verschwinden die beiden Wirbel im Laufe genügend langer Zeit vollständig. Ähnlich ist es, wenn die Flüssigkeit durch Wände begrenzt ist, dann nimmt die Zirkulation ab, sobald die Kerne die festen Grenzen erreicht haben, bzw. die dort befindliche Grenzschicht, welche entgegengesetzte Drehung wie der betreffende Kern besitzt. Solche Verhältnisse sind aber immer gegeben. Entweder sind in der Nähe eines Wirbels feste Wände (sie sind ja meist an der Entstehung der Wirbel ursächlich beteiligt) oder wenn die Flüssigkeit sehr ausgedehnt ist, so sind stets mehrere Wirbel vorhanden, deren Drehung teils in einem, teils im anderen Sinne gerichtet ist, so daß die Summe der Zirkulationen um die einzelnen Kerne Null ist. In einer unendlich ausgedehnten Flüssigkeit wäre nämlich die kinetische Energie eines einzelnen Wirbels unendlich groß; es ist daher nicht möglich, einen solchen zu erzeugen, es müssen immer mehrere von entgegengesetztem Drehsinn entstehen, deren Energie endlich ist, wenn die Summe ihrer Zirkulationen Null ist. Infolge dieses Umstandes verschwinden allmählich alle Wirbel in einer Flüssigkeit, die lange Zeit ohne Einwirkung äußerer Kräfte sich selbst überlassen bleibt.

Wie bereits eingangs erwähnt, haben wir unsere Betrachtungen auf ebene Strömungsvorgänge beschränkt, da diese ganz bedeutend einfacher zu übersehen sind und doch das Wesentliche der Vorgänge zeigen. Es soll hier aber doch ganz kurz auf einige Besonderheiten hingewiesen werden, welche die größere Mannigfaltigkeit der räumlichen Vorgänge mit sich bringt. Damit die Strömung eben ist, müssen die Wirbelkerne Zylinder bilden, welche senkrecht auf der betrachteten Strömungsebene stehen. Sie erstrecken sich entweder bei einer unendlich ausgedehnten Flüssigkeit ins Unendliche, oder wenn die Flüssigkeit durch parallele ebene Wände abgeschlossen ist, parallel zu denen die Strömung vor sich geht, so endigen sie an diesen Wänden. Im allgemeinen Falle der räumlichen Bewegung werden die Wirbelkerne nicht geradlinig verlaufen, sondern einen irgendwie gekrümmten Schlauch bilden, um den die Strömung herumläuft. Das Feld eines solchen Wirbelkernes ist ebenfalls eindeutig bestimmt, wenn die räumliche Lage des Kernes und die Zirkulation um denselben bekannt ist. Die Berechnung der Geschwindigkeiten ist zwar etwas weniger bequem als bei ebenen Vorgängen, aber immerhin noch ziemlich einfach. Es gilt für die Geschwindigkeiten, die zu einem Wirbelkern gehören, dasselbe Gesetz, das die magnetische Feldstärke angibt, welche zu einem stromdurchflossenen Leiter gehört. Die Geschwindigkeit entspricht der Feldstärke, der Wirbelkern dem Leiter und die Zirkulation der Stromstärke. Ähnlich wie die Stromstärke in einem Leiter in jedem Querschnitt dieselbe ist, kann sich auch die Zirkulation um einen Wirbelkern längs seiner Erstreckung nicht ändern. Der Wirbelkern kann deshalb auch nicht irgendwo in der Flüssigkeit endigen. Er muß entweder einen ringförmig in sich geschlossenen Körper bilden oder sich bis ins Unendliche erstrecken oder an den Grenzen der Flüssigkeit endigen. Es besteht auch die Möglichkeit, daß sich ein Wirbelkern in mehrere Zweige spaltet, dann bleibt die Summe der Zirkulationen der einzelnen Zweige dieselbe; genau wie die Stromstärke in einem verzweigten elektrischen Leitungsnetz. Man kann einen solchen Kern auffassen als ein Bündel von mehreren Kernen, welche an einigen Stellen dicht aneinander liegen, so daß sie als ein einziger Kern erscheinen. Dieser wichtige Satz von der räumlichen Konstanz der Zirkulation ergibt sich aus rein geometrischen Zusammen-

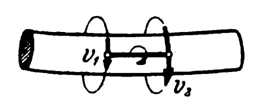


Abb. 15.





Abb. 16. Allmähliche Bildung von Wirbeln aus einer in die freie Flüssigkeit hineingeschobenen Grenzschicht.

des Kernes die Zirkulation konstant bleibt, gilt nur so lange als dabei nicht mehrere Kerne ineinander wachsen. Wenn zwei Kerne mit entgegengesetzter Drehung bei ihrer Ausbreitung ineinander fließen, so heben sich ihre Drehungen gegenseitig ganz oder teilweise auf. Wenn die Zirkulation um diese

hängen, die allerdings nicht ganz leicht zu übersehen sind. Man kann nämlich zeigen, daß dann, wenn an zwei benachbarten Querschnitten eines Wirbelkernes verschiedene Zirkulation herrscht, durch die damit festgelegte Verschiedenheit der Geschwindigkeiten v_1 und v_2 (Abb. 15) eine Drehung der Flüssigkeit vom Typus der 3. Strömungsform gegeben ist. Dies widerspricht aber der Voraussetzung, daß die Strömung außer-

[1]) Damit hängt zusammen, daß man vielfach jede drehende Flüssigkeitsbewegung als Wirbel bezeichnet (vgl. Anm. S. 195).



halb des Kernes drehungsfrei sein soll. Ein bekanntes Beispiel für einen nicht geradlinigen Wirbelkern ist ein Wirbelring, wie er z. B. bei Rauchringen sichtbar wird.

In den vorstehenden Ausführungen ist gezeigt worden, wie man zu dem Begriff der Drehung und des Wirbels kommt, welchen Nutzen diese wichtigen Begriffe für die Behandlung von Flüssigkeitsbewegungen bieten und welches ihre hervorstechendsten Eigenschaften sind. Zum Schlusse mögen noch einige Beispiele für die häufigsten Erscheinungsformen der Wirbel Platz finden. Wenn eine Flüssigkeit längs einer festen Wand strömt, so bildet sich, wie wir bereits wissen, in der Nachbarschaft dieser Wand eine Schicht drehender Flüssigkeit aus (Abb. 16 links). Hört die Wand mit einer Ecke plötzlich auf, so schiebt sich die drehende Schicht wegen der ihr eigenen Geschwindigkeit in die freie Flüssigkeit vor. Sie bildet dort den Übergang zwischen der ruhenden Flüssigkeit und der strömenden (Abb. 16). Solche Wirbelschichten in einer freien Flüssigkeit sind aber im allgemeinen nicht stabil (abgesehen von besonders zähen Flüssigkeiten oder besonders kleinen Geschwindigkeiten). Sie haben das Bestreben, sich immer mehr wellenförmig auszubauchen. Diese Wellen werden immer höher und wickeln sich schließlich zu spiralförmigen Gebilden auf. Dabei häuft sich die drehende Flüssigkeit gegen den Mittelpunkt der Spiralen hin an und nach einiger Zeit sind nur noch einzelne Wirbelkerne meist in ganz regelmäßigem Abstande voneinander zu erkennen (Abb. 16 rechts).

Zur Ablösung der drehenden Grenzschicht von der festen Wand ist nicht unbedingt eine scharfe Ecke erforderlich. Es genügt, daß bei der Strömung längs der Wand ein Druckanstieg von ausreichender Größe in der Flüssigkeit vorhanden ist. Dieser verzögert nämlich die Grenzschicht, bringt ihre langsamsten Schichten zur Umkehr und bewirkt dadurch ein Abheben der immer neu ankommenden drehenden Flüssigkeitsmengen. Meist geht auch die Ausbildung der einzelnen Wirbel noch etwas rascher vor sich als in Abb. 16 dargestellt, so daß die Zwischenstufen oft gar nicht in Erscheinung treten. Es hängt dies von der Zähigkeit, von der Geschwindigkeit und von der Dicke der Grenzschicht ab. Ein interessantes Beispiel für diese Art von Wirbelbildung ist die Entstehung der »Kármánschen« Wirbel, einer regelmäßigen Wirbelanordnung, die man unter gewissen Bedingungen hinter Widerstandskörpern beobachten kann. (Abb. 17 stellt einen Kreiszylinder mit diesen



Abb. 17. Kármán-Wirbel hinter einem Kreiszylinder.

Wirbeln in einem bestimmten Zeitpunkt dar). Es bilden sich abwechselnd auf der einen und auf der anderen Seite Wirbel, welche nach Erreichung einer gewissen Größe von der Strömung fortgeführt werden und dann die dargestellte regelmäßige gegeneinander versetzte Anordnung zeigen.

Ein anderes technisch sehr wichtiges Wirbelgebilde ist das, welches hinter Tragflügeln (bzw. Propellerflügeln) entsteht. Damit ein Flügel Auftrieb erfährt, muß der Druck auf seiner Unterseite größer sein als auf seiner Oberseite. Die Flüssigkeit hat das Bestreben, diesen Druckunterschied durch Umströmen des seitlichen Flügelrandes auszugleichen (Abb. 18 oben, Flügel

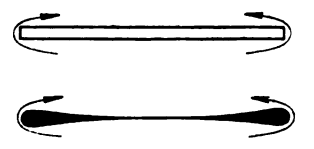


Abb. 18. Oben: Strömung um die seitlichen Ränder eines Tragflügels (Flügel von hinten gesehen). Unten: Fortsetzung dieser Bewegung hinter dem Flügel um die am Flügel entstandene drehende Schicht.

von hinten gesehen). Die durch diese seitliche Strömung der Flüssigkeit an Ober- und Unterfläche des Flügels entstandene Grenzschicht bleibt in dem von dem Flügel durchstrichenen Raum zurück. Die drehende Flüssigkeit befindet sich hauptsächlich hinter den Flügelenden, da hier die stärksten seitlichen Geschwindigkeiten herrschten. Sie bildet daher im wesentlichen zwei Wirbelzöpfe, welche von den Flügelenden aus sich nach hinten erstrecken. Die Verfolgung des zu diesen Wirbelzöpfen gehörigen Strömungsfeldes hat in der Tragflügeltheorie zu außerordentlich fruchtbaren Ergebnissen geführt. Um Mißverständnisse zu vermeiden, sei hier betont, daß außer diesen Hauptwirbeln, welche durch den Auftrieb bedingt sind und deren Achsen im wesentlichen parallel der Flugrichtung sind, noch die den Profilwiderstand verursachenden Wirbel vorhanden sind, welche ähnlich wie die in Abb. 17 dargestellten Kármán-Wirbel abwechselnd rechts und links drehen, wobei ihre Achsen im wesentlichen parallel zur Flügelhinterkante, also senkrecht zur Flugrichtung sind. Sie sind aber in der Regel wesentlich schwächer als die Auftriebswirbel.

Ähnlich wie sich die drehende Grenzschicht nach ihrer Ablösung von der Wand, an der sie entstand, in einzelne Wirbel teilt, kann sie unter Umständen auch schon an der Wand selbst unstabil werden und sich in Wirbel auflösen. Die Strömung ergibt dann ungefähr das in Abb. 19 dargestellte Bild. Ob die

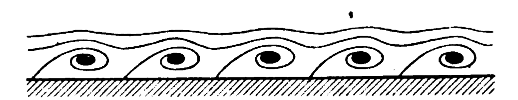


Abb. 19. In einzelne Wirbel aufgelöste Grenzschicht.

Grenzschicht sich in solche einzelne Wirbel auflöst (turbulent wird) oder nicht (laminare Grenzschicht Abb. 9), hängt wieder von der Zähigkeit, der Strömungsgeschwindigkeit und der Dicke der Grenzschicht ab. Und zwar sind kleine Zähigkeit, große Geschwindigkeit und große Grenzschichtdicke[1]) für die Ausbildung der wirbeligen (turbulenten) Grenzschicht förderlich. Sind diese Voraussetzungen in sehr starkem Maße erfüllt, so entsteht nicht eine einzelne Reihe von Wirbeln längs der Wand, wie in Abb. 19 dargestellt, sondern ein unregelmäßiges Durcheinanderströmen, das sich nur schwer beobachtend verfolgen läßt. Ähnliche unregelmäßige »durchwirbelte« Bewegungen können auch an Stelle der »Kármán«-Wirbel hinter Widerstandskörpern auftreten. Auf solche Vorgänge bezieht sich die eingangs erwähnte Bemerkung, wonach das Wort Wirbel ein Ausdruck für nicht näher bekannte Bewegungsvorgänge ist. Tatsächlich bilden diese »wirbeligen« Vorgänge aber nur eine allerdings häufig auftretende Form von Wirbelbewegungen. Bei einem sehr großen Teil der Flüssigkeitsbewegungen haben wir es mit regelmäßig angeordneten Wirbeln zu tun, und in diesen Fällen ist der Wirbel nicht der Ausdruck unserer Unkenntnis, sondern im Gegenteil ein Begriff, der uns die rechnerische Verfolgung der Vorgänge außerordentlich erleichtert.

Zusammenfassung.

Ausgehend von einigen typischen Beispielen, wird der Begriff der Drehung bei der ebenen Flüssigkeitsbewegung erläutert und gezeigt, daß durch reine Druckkräfte ohne Reibung keine drehende Bewegung erzeugt werden kann. Im allgemeinen sind die Reibungskräfte nur in der Nähe fester Wände merklich im Vergleich mit den Druckkräften, so daß die Wirbelkerne, welche aus drehenden Flüssigkeitsteilen bestehen, räumlich meist sehr wenig ausgedehnt sind gegenüber dem drehungsfreien Wirbelfeld. Die Bewegung im Wirbelfeld ist durch wenige charakteristische Angaben über Lage und Stärke (Zirkulation) der Wirbelkerne bestimmt. Infolge der Zähigkeit klingen die Wirbel im Laufe der Zeit ab. Der Verlauf dieses Vorganges wird geschildert. Bei räumlichen Flüssigkeitsbewegungen besteht eine Analogie zwischen dem Wirbelfeld und dem magnetischen Feld eines stromdurchflossenen Leiters; der Satz, daß die Zirkulation längs des Wirbels konstant ist, wird erläutert. Zum Schlusse werden einige Beispiele für die häufigsten Erscheinungsformen der Wirbel gezeigt.

[1]) Im Vergleich mit der Abmessung des Körpers, an dessen Oberfläche sich die Grenzschicht gebildet hat, ist die Grenzschicht trotzdem fast immer sehr dünn.



Die Herstellung von Modellflügeln für Windkanalversuche.

(Nach Bericht Nr. 74 des amerikanischen National Advisory Committee for Aeronautics, 1920.)

Verfasser: F. H. Norton. Übertragen durch A. R. Weyl.

Mitteilung des Reichsamtes für Luft- und Kraftfahrwesen.

(Schluß von Seite 184.)

Fahrgestell.

Kleinere Räder können voll und aus Ahornholz ausgeführt werden. Werden dagegen Räder für sich untersucht, so erhalten sie größere Abmessungen und werden aus Fichtenholzringen zusammengeleimt und sind dabei innen hohl. Das ganze Rad wird dann auf der Drehbank fertig abgedreht. Den Querschnitt eines derartigen Rades zeigt Abb. 26. Die

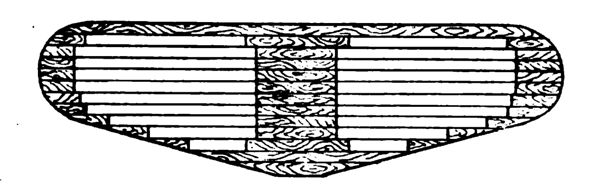


Abb. 26. Herstellung größerer Räder. Querschnitt.

Haltespindel wird dabei in eine Messingnabe, die in das Rad glatt eingelassen ist, eingeschraubt.

Größere Streben müssen mit der gleichen Genauigkeit wie Modellflügel aus Holz hergestellt sein. Die Anfertigung kann auf dieselbe Art erfolgen. Kleine Streben macht man aus Metall, gewöhnlich aus Messing; wenn große Genauigkeit verlangt wird, fertigt man sie auf folgende Weise: Eine rechteckige Messingstange, deren Querschnitt für das Strebenprofil gerade ausreicht, wird auf einen Metallblock gelötet und mit diesem in einer Fräsbank eingespannt. Man fräst nun so weit, bis der Fräser gerade die auf einem Ende des Werkstückes angemerkte Profilkontur berührt. Ein Teil des anderen Endes wird nicht bearbeitet, um das Anlöten am Werkstück zu erleichtern, wenn die andere Seite gefräst wird. Die bearbeitete Fläche wird nun, während das Werkstück noch am Befestigungsblock haftet, so weit abgefeilt, bis die Schnittfurchen gerade verschwinden, und ergibt so eine glatte und hinreichend genaue Strebenfläche. Die Strebe wird dann umgedreht, wieder angelötet (vgl. das bei der Herstellung von Metallflügeln weiter oben beschriebene Verfahren) und auf der anderen Seite gefräst. Bei genügender Sorgfalt erhält man so eine genaue Strebe. Braucht man größere Genauigkeit, da kann die Einstellung des Schneidwerkzeuges mit Mikrometerschrauben nach abgelesenen Ordinaten in der gleichen Weise wie bei gefrästen Modellflügeln erfolgen.

Die Radachse wird gewöhnlich wie eine Strebe hergestellt; die Räder werden am Ende aufgesteckt. Die Federung wird auf der Achse dicht hinter dem Rad befestigt, und zwar mittels Stifte oder Leim. Sie ist meist tropfenförmig verkleidet (Abb. 27). Besitzt die Abfederung des großen Flugzeuges keine tropfenförmige Verkleidung, so ahmt man dies beim Modell nach, indem man mehrere Windungen von Garn oder Draht passender Größe um die Achse herumlegt.

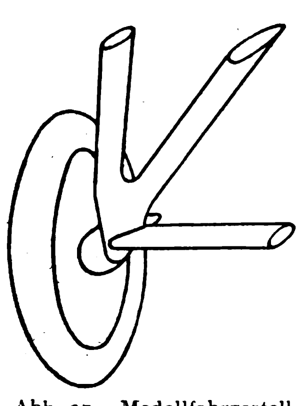


Abb. 27. Modellfahrgestell mit Federung.

Kühler.

Bisher wurden Kühler durch ein volles Holzstück dargestellt oder ganz weggelassen. Es liegt aber kein Grund vor, weshalb dieser wichtige Flugzeugteil nicht mit genügender Genauigkeit nachgebildet werden könnte. Man erreicht dies durch Verwendung eines Schirmes aus feiner Gaze oder besser eines Messingsiebes[1]), das im Verhältnis zu einer ebenen Platte gleicher Gestalt und Größe denselben Widerstand hat wie der große Kühler zu einer zweiten ebenen Platte, die dieselbe Gestalt und Größe wie der wirkliche, große Kühler besitzt. Um das letztere Widerstandsverhältnis auch beim Modell feststellen zu können, werden Kühlermodell und ebene Platte gleicher Größe im Windkanal auf den entgegengesetzten Armen eines um eine senkrechte Achse drehbaren Hebels gelagert. Die Abstände vom Drehpunkt werden so gewählt, daß sie dem (bekannten) Verhältnis zwischen wirklichem Kühler und einer gleichgroßen, ebenen Platte entsprechen. Die ungleiche Länge der Hebelarme muß durch ein Gegengewicht auf der kürzeren Seite (in Abb. 28 ist es ein Stab über der ebenen Platte rechts)

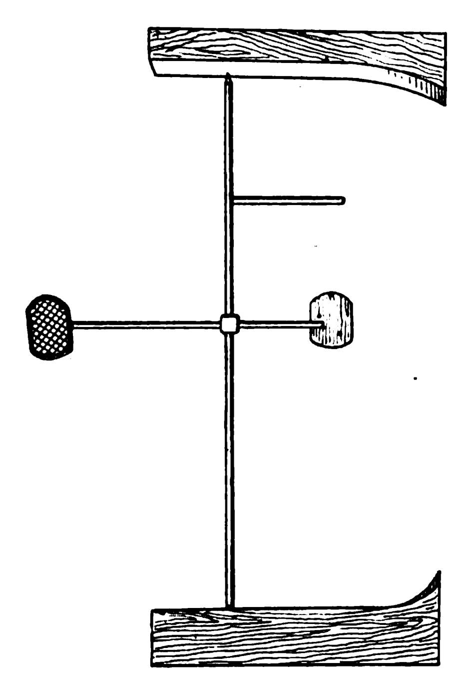


Abb. 28. Feststellung des Kühlerwiderstandsverhältnisses am Modell.

ausgeglichen werden. Gleichgewicht soll dann eintreten, wenn das Verhältnis von Kühlermodell zu Modellplatte dem von Kühler zu Platte gleicher Größe entspricht. Die Löcher im Kühlermodell werden so lange vergrößert, bis der Gleichgewichtszustand erreicht ist. Das Widerstandsverhältn. schwankt stark u. liegt je nach der Kühlerbauart zwischen $^1/_2$ und $^2/_3$. Abb. 28 zeigt das Modell eines Kühlers von Curtiss-JN-4H-Flugzeug beim Widerstandsausgleich. Bugkühlermodelle müssen hinter sich einen Motor aufweisen und einen mit dem großen Flugzeug übereinstimmenden Luftabfluß. Abb. 29 zeigt die Attrappe eines Hispano-Suiza-Motors hinter einem Modell eines Bugkühlers[2]).

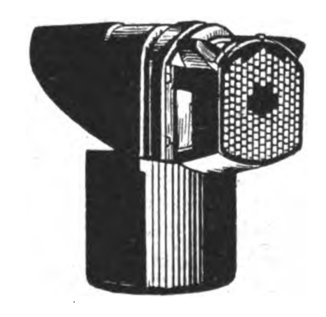


Abb. 29. Rumpf mit Attrappe des Hispano-Suiza und Kühlermodell.

Das vollständige Modellflugzeug[3]).

Die Vollständigkeit, mit der einzelne Teile des großen Flugzeuges von untergeordneter Bedeutung auch beim Modell wiedergegeben werden müssen, hängt vor allem von dem Zweck

[1]) Bei den Göttinger Untersuchungen wurden zur Nachbildung von Kühlern Stramin- oder engmaschige Drahtsiebe verwendet, vgl. Mitteilung 12 und 21 der Göttinger Modellversuchsanstalt, T. B. Bd. II, Heft 1, S. 19, bzw. T. B. Bd. III, Heft 4, S. 108.

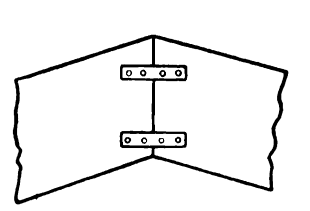
[2]) Vergl. hierzu T. B. Bd. III, S. 108 ff. (Heft 4): Wieselsberger, Untersuchung eines Rumpfkühlers.

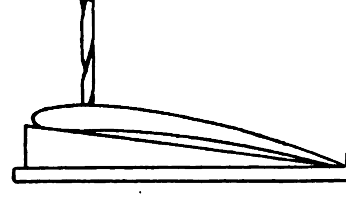
[3]) Vergl. hierzu T. B. Bd. III, Heft 2, S. 30/31 (Modell Aeg DI) und T. B. Bd. III, Heft 7, S. 253 (Modell Dfw T 29).

für den das Modell benötigt wird, ab. Will man z. B. lediglich das Gleichgewicht und die richtige Einstellung der Höhenflosse eines Flugzeuges ermitteln, so können alle kleinen Teile fortgelassen werden, da sie das Gleichgewicht nicht wahrnehmbar beeinflussen. Wird indessen das Modell zur Ermittlung der Flugleistungen des großen Flugzeuges oder zu Modellvergleichszwecken benutzt, so müssen Teile wie Auspuffsammler, Ruderhebel, Abfederung u. dgl. auch am Modell angebracht werden. Bei der Verspannung macht man hingegen eine Ausnahme, indem man sie stets wegläßt. Einmal kann man nämlich Drähte und Beschläge an kleinen Modellen schlecht genau genug herstellen, außerdem ist bei dünnen Drähten der Widerstand durchaus nicht ihrer Stärke proportional. Es erscheint sehr wünschenswert, größere als die jetzt üblichen Modelle zu untersuchen. Mit einem 1,80 m großen Modell könnte man höchstwahrscheinlich die Flugleistungen und Flugeigenschaften jeder neuen Flugzeugbauart sehr genau bestimmen.

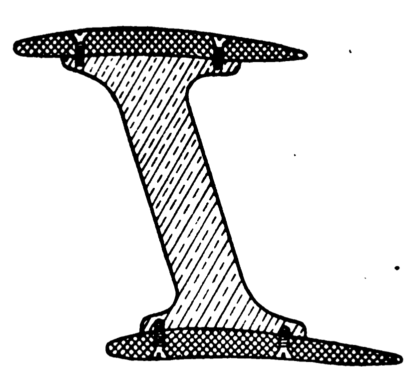
Die Flügel der Flugzeugnachbildung fertigt man aus Aluminium oder Stahl nach einer der oben angegebenen Arten, und zwar mit einer im Maßstabe des Modelles veränderten Flügeltiefe. Die Größe der Nachbildung richtet sich nach der Größe des Windkanals. Das Gewicht muß so gering als möglich gehalten werden, ohne daß jedoch darunter die Steifheit des Modelles auch bei der größten Windgeschwindigkeit irgendwie leiden darf. Außerdem muß das Modell auch ein Abfassen vertragen können.

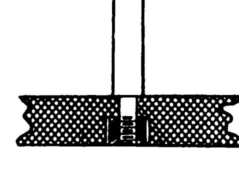
Der Grundriß wird auf den gerade geschnittenen Flügeln leicht angerissen, ausgesägt und sorgfältig nachgefeilt. Das Abrunden der Flügelenden erfolgt unter Zuhilfenahme von Schablonen. Flügel mit V-Stellung werden in der Mitte mit einer Säge bis auf $^3/_4$ der Flügeldecke durchgeschnitten und auf Schablonen in die richtige Winkelstellung gebogen. Bei Pfeilstellung schneidet man den Flügel am besten in der Mitte durch, schneidet die inneren Flügelenden auf der Fräsmaschine nach dem Pfeilwinkel zu und setzt die Flügelhälften nach Abb. 30 zusammen. Der Befestigungspunkt für die Stiele


Abb. 30. Pfeilstellung im Modellflügel.


Abb. 31. Bohren der Löcher für die Befestigung der Flügelstiele.

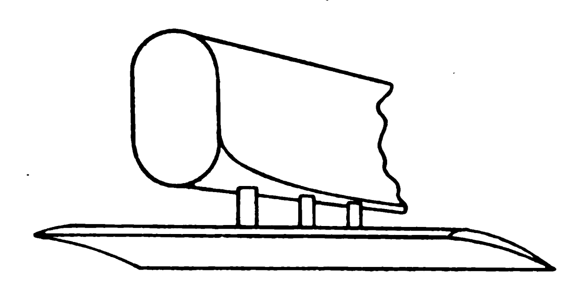
wird auf der Oberseite des Flügels angemerkt und die Löcher mit Hilfe von passenden Unterlagen gebohrt und mit Gewinde versehen (Abb. 31). Es ist wichtig, daß die Achse der Löcher auch genau in die Richtung der Strebenachse fällt; andernfalls ist ein genaues Einstellen des Flugzeugmodelles unmöglich. Das Gewinde muß in einem Flügel rechtsgängig, im anderen linksgängig sein. Eine andere Art der Flügelstielbefestigung besteht darin, die Stielenden mit Gewinde zu versehen und die Löcher im Flügel nur zu bohren. Dabei werden dann die Stiele durch versenkte Muttern im Flügel gehalten (Abb. 32). Diese


Abb. 33. Befestigung von starren Stielen.


Abb. 32. Stielbefestigung durch im Flügel versenkte Muttern.

Befestigungsart gestattet die Verwendung von Profilstielen; diese müssen aber dann genau auf die richtige Länge geschnitten sein, da beim Zusammenbau kaum noch etwas verstellt werden kann. Flügelstiele, die auch bei dem großen Flugzeug keine Anstelldrähte haben, wie z. B. Rahmen-, I- oder K-Stiele, werden beim Modell aus einem Messingstück hergestellt und genau an die Flügelfläche angepaßt. Sie werden mit flachköpfigen Schrauben, die durch den Flügel gehen, befestigt (Abb. 33).

Das Fahrgestell befestigt man entweder durch einfaches Einstecken der Streben, die mit Stiftfortsätzen versehen sind, in den Rumpfkörper oder durch Umbiegen des Strebenfortsatzes bis zum Anliegen an dem Rumpf, wobei die Befestigung durch eine kleine, versenkte Holzschraube erfolgt. Wenn der Unterflügel, wie jetzt allgemein üblich, durch den Rumpf hindurchgeht, dann wird das Flügelprofil möglichst genau am Rumpf angerissen und mit einer feinen Bandsäge, die an der Hinterkante des Profils eingeführt wird, ausgesägt. Durch diesen Ausschnitt steckt man den Unterflügel hindurch und hält ihn mit zwei versenkten Holzschrauben fest. Geht der Flügel unter dem Rumpf durch, so kann man ihn mit langen, schwachen Holzschrauben, die vom Flügel in den Rumpf hineingeschraubt werden, befestigen. Der Abstand zwischen Flügel und Rumpf wird dabei durch stromlinienförmig profilierte, hohle Zwischenstücke gewahrt (Abb. 34). Das Leit-


Abb. 34. Unter dem Rumpf durchgehender Flügel.

werk wird so am Rumpf angebracht, daß Kielflosse und Seitenruder in Flugrichtung stehen. Der Schwanzsporn wird gewöhnlich mit der Kielflosse aus einem Stück Metall hergestellt. Die Streben zwischen Rumpf und Oberflügel werden in der gleichen Weise wie das Fahrgestell befestigt. Sie werden am Flügel durch Gegenmuttern gehalten. Die Flügelstiele werden aus einem Stück Stahldraht auf die richtige Länge abgeschnitten und an den Enden mit Rechts- und Linksgewinde versehen. Sie werden dann durch eine Messingverschalung tropfenförmig verkleidet.

Das Einstellen des Modelles muß mit der größten Sorgfalt vorgenommen werden. Der Rumpf wird dazu vorsichtig auf einer ebenen Fläche aufgespannt, so daß die Luftschraubenachse wagerecht steht. Zur Festlegung von Anstellwinkel, Staffelung und V-Form werden ein Paar gleiche Schablonen auf jeder Seite des Rumpfes und in gleicher Entfernung von diesem festgemacht. Jede Schablone dient gleichzeitig für beide Flügel (Abb. 35). Dann werden die Flügelstiele eingesetzt und vorläufig befestigt. Wie beim großen Flugzeug stellt man zunächst den Unterflügel auf den genauen Anstellwinkel ein. Das Einstellen des Oberflügels erfolgt durch Drehen der Flügelstiele, die, da sie in Rechts- und Linksgewinde eingesetzt sind, wie Spannschlösser wirken. Nach dem Einstellen der Zelle werden die Stielverschalungen aus Messing, in Flugrichtung stehend, am Stiel durch Lötung befestigt. Die Einstellung des Modelles muß nach dem Einsetzen in die Windkanalwage wieder überprüft werden, damit man auch sicher ist, daß an keiner Stelle die Abweichung mehr als $^1/_{10}{}^0$ beträgt.

Manchmal befestigt man das Modell im Windkanal dadurch, daß man die Spindel unmittelbar in den hölzernen Rumpfkörper hineinschraubt. Soll indessen das Modell mehrmals zur Verwendung gelangen, so läßt man am besten eine Gewindeöse in den Rumpf ein (Abb. 36). Die Anbringung der Befestigungsspindel am Rumpf hat aber, wie auch bereits eingangs erwähnt wurde, besondere Nachteile, da dabei nur eine mittelbare Verbindung mit den Flügeln besteht und anderseits der zusätzliche Luftwiderstand der längeren Spindel und die größere Beeinflussung der Strömung durch sie nur schwer in Rechnung gezogen werden können. Das Einsetzen der Spindel in ein Flügelende ist daher vorzuziehen. Bei er-

heblicheren Kräften und Aluminiumflügeln muß das Flügelende einen Stahlbeschlag erhalten (Abb. 37).

Modellflügel zur Messung der Druckverteilung.

Es ist mitunter recht wesentlich, die Druckverteilung über einen vorgelegten Flügel messen zu können. Man kann in die Oberfläche des Flügels Löcher hineinbohren und jedes dieser Löcher mit einem Druckmesser verbinden. Das ist aber ein mühseliges und langwieriges Verfahren und nicht immer zulässig. Die englische Physikalische Reichsanstalt (National Physical Laboratory) hat ein besseres Verfahren ausgearbeitet. Dabei werden längs jeder Flügelfläche eines Messingflügels rechtwinklig zur Sehne 1,6 mm tiefe und breite

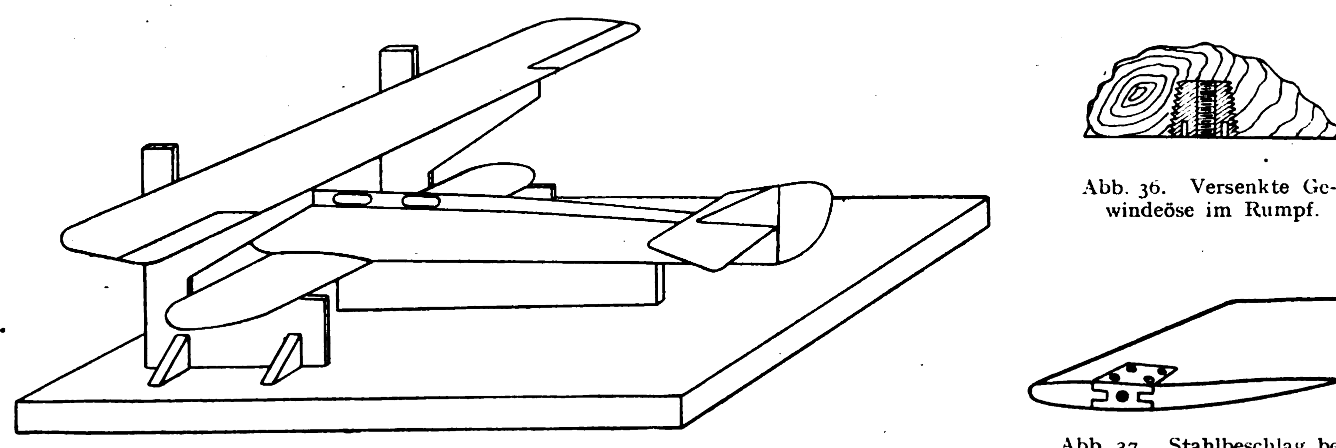


Abb. 35. Schablonenlagerung zum Einstellen eines Modelles.

Abb. 36. Versenkte Gewindeöse im Rumpf.

Abb. 37. Stahlbeschlag bei Aluminiumflügeln.

($^1/_{16}$″) Rillen ausgefräst, die dort, wo die Druckunterschiede am größten sind, am dichtesten nebeneinander liegen. Gewöhnlich genügen 10 bis 12 Reihen auf jeder Seite. In jede Rille kommt ein feines, 1,6 mm ($^1/_{16}$″) starkes Stahlröhrchen. Die Zwischenräume werden mit Lot ausgefüllt und die Oberfläche wird glatt nachgearbeitet (Abb. 38). Längs jedes Rohres einführen kann. Der Flügel wird im Windkanal aufgestellt und jedes Röhrchen und damit auch jede Lochreihe mit einem Rohr eines mehrfachen Manometers verbunden. Bis auf eine Öffnung, an der der Druck gemessen wird, müssen sämtliche Löcher eines Rohres geschlossen sein. Als Verschlußmittel kann Plastilina dienen; es läßt sich aber nicht so leicht wieder entfernen wie Bienenwachs, das mit einem elektrischen Lötkolben in die Löcher schmilzt. Der Lötkolben darf dabei weder zu warm noch zu kalt sein, um die Löcher richtig abzudichten und die Röhren nicht zu verstopfen. Sollten sich aber doch die Röhren einmal verstopfen, so kann man sie mit einem feinen Klaviersaitendraht wieder reinigen. Man kann die Öffnungen auch mit Schellack und Stoffteilchen abdichten. Wichtig ist, daß bei jeder Messung nur eine Öffnung frei ist und sämtliche anderen fest abgedichtet sind. Man prüft das leicht nach, indem man jede Öffnung mit einem kleinen Gummischlauch anbläst und das Manometer beobachtet. Nach einer amerikanischen Methode werden Flügel zur Druckmessung aus zwei Flügelhälften, Ober- und Unterseite, aus Messing und mit einem

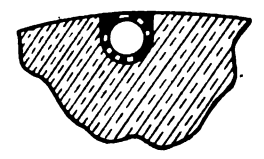


Abb. 38. Einlagerung eines Druckmeßrohres im Flügel.

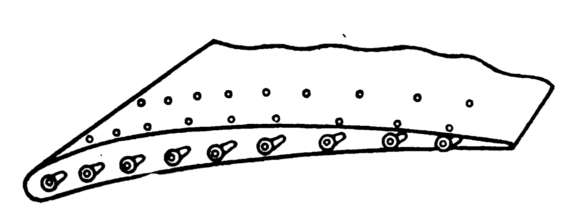


Abb. 39. Flügel zur Messung der Druckverteilung. Seite der Manometer-Rohranschlüsse.

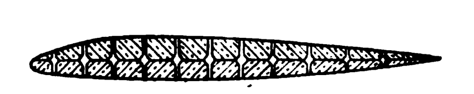


Abb. 40. Amerikanische Methode zur Herstellung von Flügeln zur Messung der Druckverteilung.

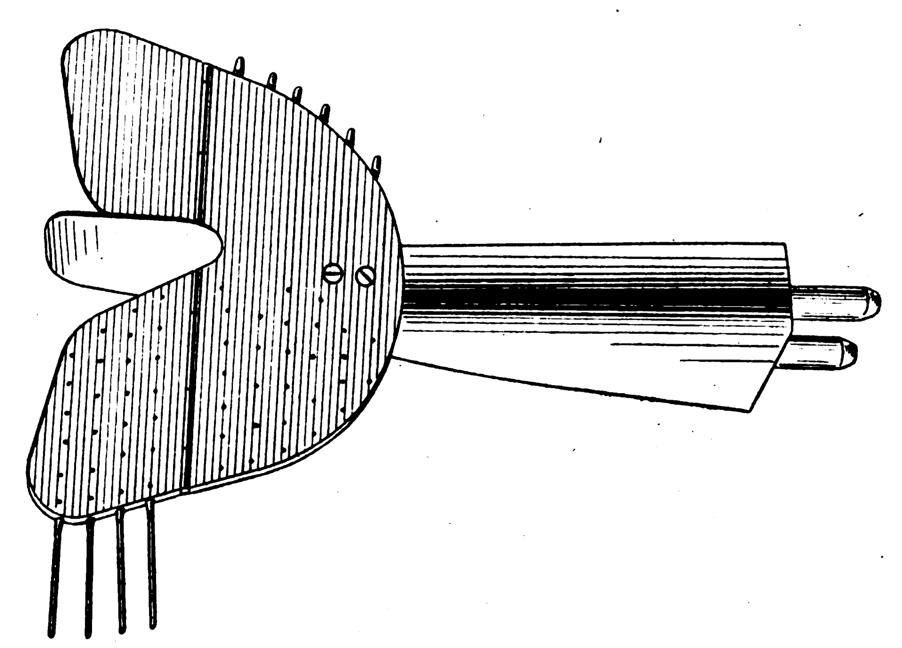


Abb. 41. Leitwerk zur Messung der Druckverteilung nach dem amerikanischen Verfahren hergestellt.

werden in dieses eine Anzahl Löcher gebohrt, und zwar nur über die halbe Spannweite, wenn der Flügel symmetrisch ist. Am Flügelende müssen die Löcher näher als in der Mitte zusammenstehen. Sie werden mit Bohrer Nr. 70 gebohrt. Die Grate müssen sorgfältig entfernt werden. Die Rohrstutzen sollen etwa 6,5 mm herausragen und an der der Druckmeßstelle abgewendeten Seite angeordnet sein (Abb. 39). Die anderen Rohrenden werden mit der Flügelkante glatt abgefeilt, bleiben aber offen, so daß man zur Reinigung einen Draht in der Mitte eingefrästen Rohrsystem, dessen einzelne Röhrchen sowohl nach der Druck- als auch nach der Saugseite hin Öffnungen besitzen, hergestellt. Die beiden Flügelhälften werden sorgfältig verzinnt und dann aufeinandergelötet. Dabei werden in die Rohrrinnen Aluminiumdrähte eingelegt, um ein Zulöten des Rohrsystems zu vermeiden. Die Öffnungen werden zuletzt gebohrt und dann erst der ganze Flügel wie ein gewöhnlicher Messingflügel gefräst und fertiggearbeitet (Abb. 40). An die Enden der rohrförmigen Rillen werden Rohr-

nippel angelötet. In derselben Weise kann auch der Druck an Rudern und Flossen gemessen werden (Abb. 41).

Modell-Luftschrauben.

Die Herstellung von Modell-Luftschrauben entspricht fast ganz der von großen Luftschrauben. Die Luftschraube wird aus einer Reihe dünner Holzbrettchen zusammengeleimt, ausgeschnitten und auf Schablonenbänken fertig bearbeitet. Das Fertigarbeiten erfolgt von Hand und ist eine reichlich langwierige und ungenaue Arbeitsweise, aber noch die beste von allen bisher versuchten. Bei einer anderen Herstellungsart werden genau nach der Formgebung der Luftschraube ausgeschnittene Holzblätter aufeinandergeleimt und dann fertiggehobelt. Das macht aber bei der Herstellung der Blattenden Schwierigkeiten.

Alle Modellschrauben müssen aus Streifen verleimt werden, um ein Werfen zu verhindern. Die besten Holzarten sind Fichte und Mahagoni und bei dünnen Flügelschnitten Ahorn. Jede Luftschraube muß sorgfältig ausgewuchtet werden und mit Schellack lackiert sein. Eine Stahlnabe kann in üblicher Weise eingezogen werden. Aus aerodynamischen Gründen ist es wünschenswert, wenn die große Luftschraube und die Modellschraube aus demselben Baustoff und auf gleiche Weise hergestellt sind, da dann die Blattverbiegungen bei gleichen Umfangsgeschwindigkeiten einander entsprechen müssen.

Zu dem Aufsatz von R. Katzmayr und L. Kirste „Versuche mit Spaltflügeln"

in Heft 11, S. 170.

Der Bericht über Versuche mit Spaltflügeln von Katzmayr und Kirste in Wien in Heft 11 gibt mir Veranlassung, an die Tragdecken des seinerzeitigen Baumann-Freytag-Doppeldeckers zu erinnern, die entsprechend der Skizze (s. Abb. 1) dadurch gebildet wurden, daß im vorderen Drittel der Unterseite der Tragfläche Eintrittslöcher für die Luft angebracht waren und Austrittslöcher an der Oberseite der Hinterkante. Die damaligen lang ausgedehnten praktischen Versuche ergaben zweifelsohne auffallend günstige Gleitzahlen, wie das in dem Versuchsbericht von schrägen Spalten in dem Hinterteil von Tragflächen festgestellt wird. Dabei muß ich allerdings bemerken, daß diese günstigen Gleitzahlen auch durch das günstige Seitenverhältnis jener Tragflächen bedingt gewesen sein kann.

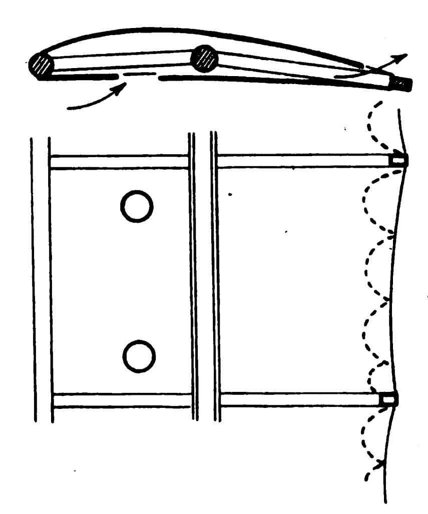


Abb. 1. Tragdeck des seinerzeitigen »Baumann-Freytag« Doppeldeckers.

Wenn ich heute an diese Tragflächenform erinnere, so geschieht es nicht, weil ich der Meinung wäre, daß sie an sich heute noch eine Daseinsberechtigung hätte (Bildung des Profils ohne Verrippung durch Aufblasen des Tragflächentuchs). Sie wäre jedenfalls bei den Anforderungen, die mit Recht heutzutag an Steuerfähigkeit und Wendigkeit der Flugzeuge gestellt werden, durchaus unbrauchbar. Es wäre aber immerhin denkbar und möglich, daß unter Anwendung einer Verrippung bei der Anordnung der genannten Löcher gleiche oder ähnliche Wirkung wie durch Anbringung von Kanälen erzielt würde, wobei die konstruktiven Mittel für Erreichung des Zwecks wesentlich einfachere wären. Vielleicht regen diese Zeilen Versuche in dieser Richtung an.

A. Baumann.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Die VII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der WGL findet **vom 4. bis 8. September** 1921 in **München** statt.

Es sind folgende **Vorträge** festgelegt worden:

Dipl.-Ing. Gsell: »Über den Stand der ausländischen Flugzeuge und Flugmotoren.«

Dr. Betz: »Wirkungsweise von unterteilten Flügel-Profilen.«

Dr.-Ing. Hoff: »Bericht über die Rhön 1921.«

Dr. Döring: »Versicherungswesen der Luftfahrt.«

Dipl.-Ing. Grulich: »Über die an Verkehrsflugzeugmotoren zu stellenden Anforderungen.«

Dipl.-Ing. Dornier: »Metallwasserflugzeuge.«

Dr. Gürtler: »Die Arbeit des Luftbildes im Dienste der Landesvermessung nach dem Stande der heutigen Erfahrungen.«

Es ist folgende **Tagesordnung** in Aussicht genommen:

Sonntag, den 4. September:

11 Uhr vorm.: Vorstandsratssitzung im Bayrischen Aero-Club.
7 Uhr abends: Begrüßungsabend mit Damen im Künstlerhaus.

Montag, den 5. September:

9 — 1 Uhr vorm.: Vorträge im Großen Mathem. Hörsaal der Technischen Hochschule. Gemeinsames Frühstück in der Technischen Hochschule.
2½ — ca. 5 Uhr nachm.: Fortsetzung der Vorträge.
7 Uhr abends: Festessen mit Damen im Hotel »Bayerischer Hof«.

Dienstag, den 6. September:

8^{30} — 9^{15} Uhr: Geschäftlicher Teil in der Techn. Hochschule.
9^{15} — ca. 1 Uhr vorm.: Vorträge.
3 — 5 Uhr nachm.: Besichtigung des Deutschen Museums.
6 Uhr abends: Ausflug mit Damen nach Pullach (Isartal).

Mittwoch, den 7. September:

Ausflug nach Augsburg.
9^{30} — 11^{30} vorm.: Besichtigung der M. A. N.-Werke.
11^{30} — bis ca. 1 Uhr vorm.: Besichtigung von Alt-Augsburg.
1 Uhr nachm.: Mittagessen im Hotel 3 Mohren.
4 — 6 Uhr nachm.: Besichtigung der Bayerischen Rumpler-Werke mit Rundflügen.
7 Uhr abends: Abendessen im Hotel 3 Mohren, veranstaltet von der Stadt Augsburg und dem Augsburger Verein für Luftfahrt.

Donnerstag, den 8. September:

Ausflüge nach Walchensee, Starnberger See, Wendelstein und mittlere Isar.

Genaue Angaben und Bekanntmachungen hierüber erfolgen später.

Wir bitten nochmals unsere Mitglieder, Adressenänderungen usw. umgehend hierher gelangen zu lassen, damit die Einladungen vollzählig versandt werden können.

Der Geschäftsführer:
Krupp.

Berichtigung.

In dem Aufsatz über das unterteilte Profil ist auf Seite 168 eine Verwechslung unterlaufen. Es muß heißen:

Schnellster Gleitflug			
422	70° 30′	— 9,3°	0,345
L 1	80° 30′	— 5,5°	0,326

Beschleunigung = 5,9 vH.

Auf Seite 167 ist in Gleichung (3) die Flächenbelastung linear.

L.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

Verstärkung des London—Amsterdam-Luftdienstes (21/17. 9). Vom 1. Juni ab erfolgen auf der Strecke London—Amsterdam und umgekehrt täglich zwei Flüge. (»Times«, 24. 5. 21.) **21/23. 5.**

Eine Herabsetzung der Luftfahrpreise London —Amsterdam (21/22. 14) ist kürzlich erfolgt, und zwar auf Pfd. Sterl. 8/8/- für die einfache und auf Pfd. Sterl. 15/-/- für Hin- und Rückfahrt. (»Times«, London, 2. 6. 21) **21/24. 4.**

Der geplante Fanö-Kopenhagen-Luftdienst (21/23. 17) soll so eingerichtet werden, daß die Flugzeuge Anschluß an die Dampfer Harwich—Esbjerg und umgekehrt haben. (»Times«, 13. 6. 21.) **21/25. 7.**

Deutschland.

Die Luftpost Travemünde—Warnemünde—Saßnitz—Swinemünde wird vom 15. Juni d. Js. ab mit täglicher Verbindung in beiden Richtungen in Betrieb genommen werden. Unternehmer: Deutsche Luft-Reederei und Lloyd-Luftverkehr Sablatnig.

Flugplan.

10.30	ab	Travemünde	an	5.00
11.30	an	Warnemünde	ab	4.00
12.00	ab	Warnemünde	an	3.30
1.30	an	Saßnitz	ab	2.00
2.00	ab	Saßnitz	an	1.30
3.00	an	Swinemünde	ab	12.30.

21/23. 3.

Zuschlagfreie Flugpostbeförderung. Versuchsweise wird die Briefpost Berlin—Bremen, Berlin—Braunschweig—Dortmund, Bremen—Hamburg und Stuttgart—Konstanz ohne Zuschläge durch Flugzeuge befördert. Befördert werden in erster Linie Eilbriefe; die gewöhnliche Post wird nur zum Teil mitgenommen.

Ein Anspruch auf Beförderung besteht nach wie vor nur für Sendungen, für die Flugzuschläge entrichtet sind.

Der Zweck ist, dem Publikum praktisch die Vorzüge der Eilbeförderung durch Flugpost gegenüber der Eisenbahn vor Augen zu führen. **21/25. 2.**

Flugpostzuschläge der Luftpost von Danzig nach Deutschland.

Postkarten	M. 0,40
Brief bis 20 g	» 0,40
Briefe über 20—50 g	» 0,80
» » 50—100 g	» 1,60
» » 100—250 g	» 2,40.

Drucksachen, Geschäftspapiere, Mischsendungen, Warenproben:

50 g	M. 1,00
über 50—100 g	» 1,60
» 100—250 g	» 2,40 (keine Warenproben).
» 500 g bis 1 kg	» 9,60.

Flugpostmarken zu 40 Pf., 60 Pf., M. 1, M. 2, M. 5 in Gebrauch. **21/25. 4.**

Fliegertag in Weimar. Am 23. Juli findet in Weimar ein großer Fliegertag statt, der von der Deutschen Kosmetik-Gesellschaft mit Unterstützung des Lloyd-Luftverkehr-Sablatnig veranstaltet wird. Das Programm ist äußerst reichhaltig. Neben Vorträgen über den heutigen Stand des Luftverkehrs werden Rundflüge über der Stadt, Ausflüge in den Thüringer Wald und Fallschirmabsprünge ausgeführt.

Holland.

Die niederländischen Luftpostzuschläge für je 20 g betragen im Verkehr zwischen Holland und

Belgien	10 Cts.
Frankreich, Deutschland, Großbritannien u. Irland	15 »
Dänemark, Schweden, Norwegen und Finnland	25 »

(»Het Vliegveld«, Amsterdam, 9. 4. 21.) **21/25. 18.**

Honduras.

Die Luftfahrt in Honduras. Der erste beachtenswerte Flug in Honduras wurde am 19. April d. Js. von einem Bristol-Flugzeug ausgeführt, das die 216 amerikanischen Meilen lange Strecke San Pedro Sula (Nordküste der Republik)—Tegucigalpa flog. Der Führer war ein kanadischer Pilot. Er überquerte bei 18000 Fuß Höhe und teilweise dichtem Nebel die höchsten Berge von Honduras.

Dieses erste Flugzeug des Landes ist dem Kriegsdepartement unterstellt. Eine zweite Maschine soll angekauft werden; beide sollen außer zu militärischen Zwecken auch zur Postbeförderung dienen.

Die von dem Bristol-Flugzeug in 84 min zurückgelegte Strecke von 216 Meilen kann mit den gewöhnlichen Verkehrsmitteln des Landes in höchstens 5 Tagen überwunden werden, und zwar mit Kraftwagen von Tegucigalpa nach Comayagua, mit Maultieren von dort nach dem See Yojoa, der mit einem Dampfboot überquert werden muß, dann geht es weiter mit Maultieren nach Potrerillos und schließlich von dort mit der Eisenbahn nach San Pedro Sula. Derartige Transportverhältnisse lassen den Nutzen von Flugzeugen in Honduras klar erkennen.

Der Präsident und Kriegsminister sowie die Presse des Landes versuchen daher nach Kräften die Luftfahrt zu fördern. (»Aerial Age«, New-York, 23. 5. 21.) **21/25. 25.**

Spanien.

Eine niederländische Flugwoche in Madrid soll veranstaltet werden, um holländische Erzeugnisse in Spanien bekanntzumachen. Angeblich will die niederländische Regierung eine Staffel Militär-Fokkerflugzeuge entsenden. Die niederländische Luftfahrtgesellschaft beabsichtigt, sich mit mehreren Fokker-Handelsflugzeugen zu beteiligen, um die spanischen Behörden, besonders die Postverwaltung, für die Luftfahrt zu interessieren. (»Aeronautics«, London, 26. 5. 21.) **21/25. 21.**

Tschecho-Slowakei.

Frequenzstatistik des Flugplatzes Prag im Jahre 1920. Nach Mitteilung des Flugplatzdetachements Prag weist die Tätigkeit dieses fliegerischen Mittelpunktes vom 1. Januar 1920 bis 31. Dezember 1920 folgende Zahlen auf:

ausgeführte Flüge 4694,
beförderte Fluggäste 1986,
Unfälle mit Beschädigung des Flugzeuges 11,
Unfälle mit leichter Personenverletzung 3
(nur Militärpersonen).

Bestimmungs- bezw. Abflugsort	Start von nach Prag	Landungen in Prag von
Olmütz	6	15
Straßburg	12	11
Cheb	63	8
Wien	3	1
Breslau	2	1
Paris	1	2
London	1	1
Nitra	1	1
Har, Lazne	—	1
Liberce	1	1
Warschau	1	—

Im Jahre 1920 konnte nur an 63 Tagen infolge des schlechten Wetters und der Feiertage geflogen werden. Zur Orientierung fremder Flieger über die Lage des Flugplatzes Prag ist der Mittelpunkt des Flugplatzes durch einen weißen Kreis von 50 m Durchmesser gekennzeichnet, auf den in der Richtung Nord-Süd die Inschrift Prag mit 10 m hohen Buchstaben eingetragen ist. (»Der Luftweg«, 21/22, 1921.) **21/25. 17.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Der Stufen- und der Bremsfallschirm der B. G. Textilwerke G. m. b. H., Tempelhof. — Der Luftweg, Bd. 5, Heft 17/18, 5. Mai 1921, S. 141 (1 Sp., 4 Lichtb.); auch Luftfahrt, Bd. 25, Heft 6, 2. Juni 1921, S. 110 (1 Sp., 3 Lichtb.). W. **21/25. 28.**

Flugerfahrung. Der Nachtluftverkehr. — Keller, Der Luftweg, Bd. 5, Heft 17/18, 5. Mai 1921, S. 135/136 (3 Sp., 1 Skizz.). W. **21/23. 27.**

Flugzeugbau. Beziehungen zwischen der Betriebssicherheit der Flugzeuge und der Bauart ihrer Kraftanlagen. — Adolf K. Rohrbach, Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luffahrt (Beihefte zur Zeitschrift für Flugtechnik (Beihefte zur Zeitschrift für Flugtechnik und Motorschiffahrt), April 1921, S. 27/42 (23 Sp., 7 Abb.). Abb.). Hn. **21/23. 28.**

Flugzeugbau. Leichtmetallbau im Flugzeug. (Nur bekannte statische Erörterungen.) — J. D. North, Aircraft Engineering, Bd. 2, April 1921, S. 52/54 (6 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/23. 29.**

Flugzeugberechnung. Zur Festigkeit der Tragflächenholme (vgl. ZFM 1920, S. 164/165). Die Berechnung der Kräfte und Momente für einen durchlaufenden Träger mit mehrfeldrigen Öffnungen läßt sich auf den Fall stetiger Querlasten und außerdem gleichgerichteter Einzellasten in den Trennstellen ausdehnen. Die Stetigkeitsbedingung zwischen den Momenten in den Stütz- und Trennpunkten sowie die Gleichgewichtsbedingung zwischen den Querkräften rechts und links von einer Trennstelle ergeben die Lösung.

Vereinfachung durch Ausschalten der Durchbiegungen an den Trennstellen und Einführen einer neuen Querkraft bei zweifeldrigen Öffnungen durch Ausschalten des Moments an der Trennstelle. Querkraft im Rumpffeld wird in erster Näherung aus Annahme der Längskraft parallel zur Sehne der elastischen Linie bestimmt, Knickbedingung durch Nullsetzen der Determinante. Die Rechnungen lassen sich noch verallgemeinern. — Julius Ratzersdorfer, Österreichischer Motor, Der Flug, Bd. 8, 1. Mai 1921, S. 18/19 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/23. 30.**

Flugzeugberechnung. Länge des Höhenleitwerk-Momentenarmes bei Eindeckern. Bei Doppeldeckern üblicher Bauart Abstand des Druckmittelpunktes des hintenliegenden Höhenleitwerkes vom Flugzeugschwerpunkt gewöhnlich gleich der dreifachen Flügeltiefe. Bei Eindeckern meist ungünstigere Seitenverhältnisse, um große Spannweiten zu vermeiden. Infolge der größeren Flügeltiefe müßte man daher den Rumpf entsprechend verlängern. Bei der Bemessung des Momentenarmes als dreifache Länge der Flügeltiefe würde beim Eindecker die statische Stabilität etwa gleich der eines gewöhnlichen Doppeldeckers, die relative Dämpfung der Schwingungen aber beträchtlich größer werden. Letzteres aber meist unerwünscht. (Rein qualitative Betrachtungen ohne jede Rechnung. D. Ber.). — Aviation, Bd. 10, Heft 10, 7. März 1921, S. 291 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/23. 31.**

Flugzeugberechnung. Querruderbelastung. Belastungsannahmen für Querruder bisher beliebig festgesetzt. Brauchbarer Rechnungsweg: aus Flächenbelastung, Sicherheitszahl bzw. Lastvielfachem der Flügel und einem höchsten Querruderausschlag ergibt sich örtliche Mehrbeanspruchung des Flügels, anderseits Querruderbelastung, die gemäß vorliegenden Druckverteilungsmessungen in bekannten Verhältnis zur Belastung des vor dem Ruder liegenden Flügelteiles steht. Dadurch kann man die Sicherheitszahl der Querruder gleich der des Flügels bzw. des ganzen Flugzeuges machen. (Betrachtung ohne Rechnung. D. Ber.) — Aviation, Bd. 10, Heft 10, 7. März 1921, S. 291 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/23. 32.**

Flugzeugberechnung. Die Quersteuerung. Quersteuerung beim »Fokker« (gemeint ist wahrscheinlich Fok D VII. D. Ber.) sehr wirksam. Grund dafür bisher nicht eindeutig ermittelt. Wesentlich für die Berechnung: Trägheitsmoment des Flugzeuges in bezug auf die Flugzeuglängsachse, Seitenverhältnis der Flügel, davon abhängig Momentenarm der Querruder und Trägheitsmoment der Flügel; außerdem wichtig: Querrudertiefe und Flügelquerschnitt. Das Seitenverhältnis der Querruder ist bei gegebener Fläche nicht ohne Bedeutung, da davon Rudermoment bei verschiedenen Flügelanstellwinkeln abhängt. — Aviation, Bd. 10, Heft 18, 2. Mai 1921, S. 551 (1 Sp., o. Abb. und o. jede Rechnung). W. **21/23. 33.**

Flugzeugbeschreibung. Der »Skylark«-(Feldlerche. D. Ber.) Sportdoppeldecker der Bethlehem Aircraft Corp. (»BaCo« in Bethlehem, USA), konstruiert von Garrat B. Linderman. Halbstielig mit normaler Verspannung, gleichgroßen Flügeln mit 1,5° V-Stellung und ohne Pfeilform. Flügel über bzw. am Rumpf geteilt, Oberflügel an pyramidalem Strebenaufbau aus fünf Streben über dem Rumpf angeordnet. Kastenholme aus 4fachem Spruce-Sperrholz vorn, Hinterholm mit I-Querschnitt, zusammengesetzt aus zwei U-Trägern aus Spruce mit Sperrholzsteglatte. Rippengurte aus Birke (2,8 mm stark). Innenverspannung der Flügel. Hinterkante des Tragdecks mit Draht. Oberflügel nach vorn gestaffelt. Beiderseits ein I-Stiel aus Spruce-Sperrholz aufgebaut, zwei hintereinanderliegende Tragkabel (ersetzen gleichzeitig Stirnkabel), zwei Hängekabel. In Ober- und Unterflügel nicht entlastete Querruder.

Leitwerk: Im Fluge einstellbare Höhenflosse, die mit dem Hinterholm fest auf dem Rumpf gelagert ist. Höhenflosse Halbkreisform, gegen Kielflosse und Rumpfunterkante verspannt. Höhen- und Seitenruder nicht entlastet.

Rumpf: Rumpfgerüst aus vier Spruce-Holmen mit Querverstrebungen aus Spruce-Streben. Das ganze mit 3fach Mahagoni-Sperrholz beplankt. Zweisitzer. Sitz für Führer und Begleiter nebeneinander. Einstieg durch niedrige Tür an der linken Rumpfseite. Sitzraum offen. Aufgesetzte Rumpfverschalung. Rumpf in der Einstieggegend verstärkt. Knüppelsteuerung, auch Doppelsteuerung.

Triebwerk: Motor gut im Rumpf eingebaut, so daß nur Zylinder frei liegen. Nabenhaube. Motorlagerung auf jeder Seite an einer Stahlplatte. Doppelzündung mit doppelter Zündbatterie. Feuerschott dicht hinter Motor, dahinter Fallbenzinbehälter (75 l) für 4,5 h Flug mit 110 km/h.

Flugzeug bereits erprobt, zeigt 9fache Sicherheit in allen Teilen und gute Flugeigenschaften. Preis Doll. 7000.

Motor, Dreizyl.-Lawrence-Stern, luftgek.	60	PS
Spannweite in beiden Flügeln	1,22	mm
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,22	m
Flächenbelastung	30,0	kg/m²
Leistungsbelastung	10,0	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	110	km/h
Steiggeschwindigkeit mit Vollast	180	m/min
Gipfelhöhe	5,5	km
Ölbehälter	7,6	l.

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 10, 16. Mai 1921, S. 226/228 (5 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/23. 34.**

Flugzeugberechnung. Die Stabilität eines Flugzeuges (Fortsetzung! Vgl. ZFM 1920, S. 164). Für die Längsstabilität lassen sich die Ableitungen der Kräfte und Momente nach den Geschwindigkeitskomponenten in der Symmetrieebene und den Winkelgeschwindigkeiten um eine Achse senkrecht dazu aus den Eigenschaften des Flugzeuges im ungestörten Geradausfluge und aus den Strömungsverhältnissen am Tragflügel ermitteln allerdings als recht verwickelte Ausdrücke, die sich natürlich für den Fall des Gleitfluges mehr vereinfachen als für wagrechten und ansteigenden Flug.

Für das Beispiel eines zweisitzigen Doppeldeckers mit vierflügeliger Zugschraube und 0,8 t Gesamtgewicht ergibt Auflösung der Schwingungsdeterminante für Steigen, Gleiten und Wagrechtflug bei verschiedenen Geschwindigkeiten, daß nur die langen Schwingungen Unstabilität liefern können, und zwar für kleine Geschwindigkeit negative Dämpfung, für große Geschwindigkeit aperiodische Zunahme der Ausschläge. Ergebnis befriedigt nicht ganz, stimmt aber mit den Angaben des Versuchsfliegers überein. Beim Gleitwie beim Wagerechtflug tritt Unstabilität für die Geschwindigkeit des größten Höhenruderausschlages ein. Aus den Formeln folgen Richtlinien für stabilere Bauweise.

Auch für Seitenstabilität läßt sich Frequenzdeterminante aufstellen. Die Beiwerte, Ableitungen der Kräfte und Momente nach den Winkelgeschwindigkeiten um Achsen in der Symmetrieebene und nach der Geschwindigkeit senkrecht zu dieser Ebene, können wieder durch die Eigenschaften des Flugzeuges, insbesondere die V-Stellung der Tragflügel ausgedrückt werden. — O. Glauert, Aircraft Engineering, Bd. 1, Mai, Juni, August 1920 (weitere Fortsetzungen des Aufsatzes nicht in diesem Bande, im Jahrgang 1921 bisher nicht). S. 146/148, 166/168, 211/214 (17½ Sp., 2 Zeichn., 11 Zahltaf.). E. **21/25. 30**

Flugzeugbeschreibung. Bristol-»Tramp«-Viermotoren-Dreidecker, ähnelt dem Bristol-»Pullman«-Dreidecker, aber für militärische Zwecke bestimmt und mit geringerer Motorleistung. Motoren zentral eingebaut, arbeiten wie beim L.H.W. R I auf ein gemeinsames Getriebe. Geräumiger Rumpf. Geschwindigkeit geringer als beim Bristol-»Pullman«. Anscheinend Versuchsflugzeug.



Soll der Beförderung von Ersatzteilen dienen oder zu F.T.-Versuchen, Luftbildaufnahmen usw. verwendet werden.

Motoren, vier Siddeley-»Puma«, je	230	PS
Gesamtleistung	920	PS
Nutzlast rd.	2,5	t.

— Flight, Bd. 13, Heft 9, 3. März 1921, S. 159 (1/4 Sp., o. Abb.); Der Luftweg, Bd. 5, Heft 19/20, 19. Mai 1921, S. 158/159 (1/4 Sp., o. Abb.). W. **21/23. 35.**

Flugzeugbeschreibung. Curtiss N.P. I (Night Pursuit)-Jagdeinsitzer für Nachtflüge. Doppeldecker mit freitragenden Sperrholzflügeln, zeigt Ähnlichkeit mit Fok D VII, jedoch ohne Stiel. Oberflügel größer, trägt Querruder, wie bei Fok D VII durch sechs Stahlrohrstreben in Dreibeinstellung beiderseits mit Rumpf verbunden. Beide Flügel einteilig, mit dickem Flügelquerschnitt. Unterflügel wie beim Fokker im Rumpf gelagert. Großes Seitenruder hinter dreieckiger Kielflosse nicht entlastet. Höhenruder geteilt und an profilierte Höhenflosse angeschlossen. Verspannter Stahlrohrrumpf mit senkrechter Hinterkante und aufgesetzter Rückenverschalung. Einfaches Fahrgestell ohne Achsverkleidung und verspannt. Unterflügelenden tragen je zwei Schutzkufen mit kleinen Rollen. Motor vollständig verkleidet. Nabenhaube. Zwei rechteckige Ohrenkühler am Rumpf zwischen Ober- und Unterflügel. Führer hat den Oberflügel in Augenhöhe. Sichtausschnitt im Oberflügel. Flugzeug ist noch im Versuch, hat die Bruchprüfungen bestanden.

Motor, Sechszylinder-Liberty . . . . 220 PS.

— Flight, Bd. 13, Heft 15, 14. April 1921, S. 262 (2 Lichtb. mit Text); Flugsport, Bd. 13, Heft 8, 13. April 1921, S. 175 (1/2 S., 1 Lchtb.). W. **21/23. 36.**

Flugzeugbeschreibung. Flugleistungen des Davis-Douglas-»Cloudster«-Verkehrsdoppeldeckers:

Steiggeschwindigkeit während der ersten 5 min	245	m/min
Steigzeit 4,6 km Höhe in	28	min
Rechnungsgipfelhöhe	8,0 bis 8,5	km.

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 9, 9. Mai 1921, S. 198 (1/4 Sp., o. Abb.). W. **21/23. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Der Friesley-»Falcon«-Zweimotoren-Verkehrs-Doppeldecker, gebaut in Friesley Field, Gridley, Calif., konstruiert von B. M. Spencer, bereits im Fluge versucht. Gleichgroße Flügel ohne V- und Pfeilstellung, außerhalb der Motorenverstrebung beiderseits normal zweistielig, äußeres Stielpaar dabei am Flügelende. Querruder in Ober- und Unterflügel und durch vorstehende Entlastungsecken ausgeglichen. Querruderkabel im Unterflügel. Höhen- und Seitenruder entlastet. Seitenruder durch Gestänge, Höhenruder durch Seile betätigt. Rumpf Holzdrahtboot, Vorderteil und Hinterende mit Sperrholz bekleidet. Rumpfvorderteil vollständig geschlossen (Querschnitt des freien Rumpfraumes 1,5 × 2,45 m), enthält ganz vorn den mit großen Seiten- und Dachfenstern versehenen Führerraum mit der Radsteuerung, dahinter Raum für Reisende mit zwölf bequemen Sesseln. Doppelradfahrgestell mit federnden Atlas-Rädern unter jedem Motor, zeigt ungefederte kurze Achsen und ist gegen die Rumpfunterholme durch beiderseits eine Strebe abgestützt. Gefederter Schwanzsporn. Motoren seitlich des Rumpfes zwischen Ober- und Unterflügel angeordnet, nicht verkleidet, treiben zwei zweiflügelige Zugschrauben an und besitzen rechteckigen Stirnkühler zwischen Motor und Luftschraube. Betriebsstoffe unterhalb des Abteiles untergebracht, durch Pumpen den Falltanks (pro 150 l) über jedem Motor zugeführt. Ölbehälter hinter den Motoren. Höhenflosse mittels Handrades im Fluge einstellbar.

Motoren zwei 12-Zyl.-Liberty, mit niedriger Verdichtung		
Spannweite (mit Querrudern)	20,0	m
Länge über alles	12,2	m
Höhe	4,58	m
Flügeltiefe	2,28	m
Flügelabstand	2,28	m
Flügelprofil	U.S.A. Nr. 5	
Einstellwinkel (Oberflügel)	3°	
» (Unterflügel)	2°	
Höhenflossenschränkung (normal)	1°	
Einstellbereich der Höhenflosse	-1° bis -5°	
Flügelfläche	79,0	m²
Querruder . . . 4 ×	2,64	m²
Höhenflosse	4,67	m²
Kielflossen . . . 2 ×	1,14	m²
Seitenruder . . . 2 ×	1,46	m²
Leergewicht	2,55	t
Nutzlast	1,36	t
Fluggewicht	3,91	t
Flächenbelastung	49,5	kg/m²
Leistungsbelastung (700 PS)	5,6	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	194	km/h
Erreichte Geschwindigkeit bei 1500 Umdr. pro min	145	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	88	km/h
Steigzeit auf 1,5 km Höhe	4	min.

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 10, 16. Mai 1921, S. 225/226 (3 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/23. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Flugleistungen des Jacuzzi-Verkehrseindeckers bei der Prüfung durch die amerikanische Postbehörde:

Nutzlast ausschließlich Führer, 300 l Benzin und 15 l Öl)	180	kg
Erreichte Höhe	4,3	km
Geschwindigkeit (Motor auf 1650 Umdr./min gedrosselt)	145	km/h
Flugstrecke (San Francisco-Reno)	300	km.

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 9, 9. Mai 1921, S. 198 (1/2 Sp., o. Abb.). W. **21/23. 39.**

Flugzeugbeschreibung. Harold Lowe-H.L.-»Marlburian«-Sporteindecker. Normaler verspannter Eindecker mit Umlaufmotor, ähnelt bekannten Eindeckern der Vorkriegszeit (Kreuzung zwischen Morane-Saulnier-Eindecker und Deperdussin-Eindecker 1913. D. Ber.). Flügel geteilt, seitwärts des Rumpfes, mit breiten Sichtausschnitten (außerdem wenig günstiges Seitenverhältnis. D. Ber.) und mit nicht entlasteten Querrudern. Rumpf Holzdrahtboot, breit mit zwei Sitzen nebeneinander, ähnelt in Seitenriß, wagerechter Hinterkante und Motorverkleidung dem älteren Morane-Saulnier-Eindecker. Leitwerk mit Flossen und nicht entlastet. Einfaches Fahrgestell. Doppelter Spannbock auf dem Rumpf entspricht den Deperdussin-Eindeckern. Untere Flügelverspannung greift an den Rumpfunterholmen an. Querruderbetätigung durch Stangensteuerung im Flügel. Flügelverspannung durch 1 Stirn-, 8 Trag- und 4 Hängedrähte. Motor vorn im Rumpf in einem Stahlblechspant gelagert. Aluminiumhaube. Benzinbehälter unter den Sitzen gelagert. Brennstofförderung durch Windflügelpumpe. Flugzeug ist Einzelbauart eines jungen Sportmanns, erforderte zur vollständigen Fertigstellung aus unvorbereiteten Baustoffen (ausschließlich Motor, Räder, Luftschraube und Meßgeräte) 840 Arbeitsstunden und ist bereits erfolgreich geflogen worden.

Motor, Gnôme-Umlauf	60	PS
Spannweite	8,3	m
Flügeltiefe	1,62	m
Länge	5,1	m
Höhe	2,5	m
Flügelfläche	10,0	m²
Höhenflosse	0,82	m²
Höhenruder	0,91	m²
Kielflosse	0,17	m²
Seitenruder	0,43	m²
Leergewicht	210	kg.

— Flight, Bd. 13, Heft 19, 12. Mai 1921, S. 328/330 (5 Sp., 4 Lichtb., 3 Übersichtsskizz.). W. **21/23. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Sablatnig C 3-Tiefdecker vom Herbst 1918. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 11, 25. Mai 1921, S. 215 (1/2 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/23. 42.**

Flugzeugbeschreibung. Spad-Herbemont S 33-Verkehrsdoppeldecker. — Flugsport, Bd. 13, Heft 10, 11. Mai 1921, S. 219/220 (1/2 S., 1 Lichtb.); Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 11, 25. Mai 1921, S. 214, 216 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/23. 43.**

Flugzeugbeschreibung. Das Dornier Cs II-Verkehrsflugboot. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 12, 8. Juni 1921, S. 234 (10 Zl., o. nähere Angab. und Abb.); Luftfahrt, Bd. 25, Heft 6, 2. Juni 1921, S. 104, Bild 5 (1 Lichtb., o. Text). W. **21/24. 17.**

Flugzeugbeschreibung. Dornier-Flugzeuge. — Walter Scherz, Luftfahrt, Bd. 25, Heft 6, 2. Juni 1921, S. 103/105 (6 Sp., 8 Lichtb., 2 Zahltaf.). W. **21/24. 18.**

Flugzeugbeschreibung. Metall-Verkehrsflugzeugboot L.F.G.-V 3a der Luft-Fahrzeug-Gesellschaft. — Auto-Liga, Bd. 13, Heft 12, 4. Juni 1921, S. 6 (2 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/24. 19.**

Flugzeugbeschreibung. Das Lioré-Olivier-Kolonialflugzeug, ein Zweimotoren-Panzerdoppeldecker. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 12, 8. Juni 1921, S. 223/224 (3 1/2 Sp., 2 Lichtb., 12 Skizz.). W. **21/14. 20.**

Flugzeugbeschreibung. Der Stübing-Sportdoppeldecker. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 12, 8. Juni 1921, S. 233 (1/4 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/24. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Watermann 3-OX 100-Sportdoppeldecker. Normaler, verspannter Einstieler mit gleichgroßen Flügeln ohne V- und Pfeilform. Oberflügel 40 cm nach vorn gestaffelt. Querruder nicht entlastet, in beiden Flügeln und durch Draht miteinander gekuppelt. Höhen- und Seitenruder nicht entlastet und hinter Flossen. Rumpf vierkantig mit aufgesetzter Rückenverschalung und senkrechter Hinterkante. Offene, voneinander gertennte Sitze. Über dem Rumpf Baldachinteil des Oberflügels mit senkrecht stehenden Streben. Verkaufspreis zwischen 4500 und 5000 Doll. Normales Fahrgestell.

Motor, Curtiss OXX 6	100	PS
Spannweite in beiden Flügeln	11,0	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,68	m
Flügelabstand	1,68	m
Flügelprofil	U. S. A. 27	
Tragfläche	35,5	m2
4 Querruder	3,35	m²
Höhenflosse	2,05	m²
Höhenruder	1,4	m²
Kielflosse	0,2	m²
Seitenruder	0,65	m²
Leergewicht	0,59	t
Nutzlast	0,32	t
Fluggewicht	0,91	t
Flächenbelastung	25,6	kg/m²
Leistungsbelastung (100 PS)	9,1	kg/PS.
Einzelgewichte:		
Rumpf (vollst. mit Sitzen, Tanks, Steuereinrichtung, Instrumenten und Zubehör	136	kg
Motor mit Luftschraube	186	kg
Kühler (leer)	18	kg
Kühlwasser (16 l)	16	kg
Schwanzleitwerk	16	kg
Fahrgestell	39	kg
Flügel (mit Stielen, Querrudern, Verspannung usw.)	168	kg
Flügeleinheitsgewicht	4,75	kg/m².
Flugleistungen:		
Höchstgeschwindigkeit	145	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	65	km/h
Sparfluggeschwindigkeit	110	km/h
Steigzeit auf 3,1 km Höhe	20	min
Gipfelhöhen: Führer allein	6,2	km
Führer und ein Begleiter	5,3	km
Fühern und zwei Begleiter	4,5	km
Flugbereich im Sparflug . . . rd.	450	km.

— Aeronautics, Bd. 20, Heft 396, 19. Mai 1921, S. 362 (1 Sp., 2 Skizz.). W. **21/24. 23.**

Flugzeugbeschreibung. Flugleistungen des neuen dreimotorigen Farman-»Goliath«-Doppeldeckers bei den Vorprüfungen für den französischen Militär-Wettbewerb (Concours Militaire):

Motoren drei Salmson Z 9 je	250	PS
Gesamtleistung	750	PS
Betriebsgipfelhöhe	4,5	km
Nutzlast	2,2	t
Höchstgeschwindigkeit in 2 km Höhe	159	km/h
in 3 km Höhe	109	km/h.

— Aeronautics, Bd. 20, Heft 398, 2. Juni 1921, S. 400 (½ Sp., 2 Lichtb.). W. **21/25. 32.**

Flugzeugbeschreibung. Neuer Breda-Sportdreidecker für zwei Insassen (Einsitzer):

Motor Breda . . . 90 bis	110	PS
Spannweite	6,00	m
Flügeltiefe	1,00	m
Länge	5,60	m
Tragfläche	16,0	m²
Leergewicht . . . rd.	330	kg
Nutzlast	270	kg
Fluggewicht . . . rd.	600	kg
Flächenbelastung	37,8	kg/m²
Leistungsbelastung (90 PS)	6,7	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	130	km/h
Landegeschwindigkeit	55	km/h
Steigzeit auf 2 km Höhe	18	min
Flugdauer	2,5	h
Sicherheitszahl	13.	

— V. V., Aernonautics, Bd. 20, Heft 396, 19. Mai 1921, S. 365 (¼ Sp., o. Abb. und nähere Angaben). W. **21/25. 33.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue holländische Fokker F III-Verkehrseindecker. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 20 und 21, 18. und 25. Mai 1921, S. 462, 464 und 488/489 (5 Sp., 3 Lichtb., 3 Übersichtsskizz.); auch Flugsport, Bd. 13, Heft 11, 25. Mai 1921, S. 230/234 (4¼ S., 4 Lichtb., 3 Übersichtsskizz.); ferner Flight, Bd. 13, Heft 21, 26. Mai 1921, S. 355/359 (9 Sp., 6 Lichtb., 3 Übersichts- und 2 Ansichtsskizz.); auch Der Luftweg, Bd. 5, Heft 21/22, 2. Juni 1921, S. 164/165 (3 Sp., 3 Lichtb.). W. **21/25. 34.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Savoia-Flugboote.

Savoia		S 19	S 21	S 22
Motoren		450 PS Ansaldo E, 28	310 PS Isotta-Fraschini V 9	zwei 310 PS Isotta-Fraschini V 9
Gesamtleistung	PS	450	310	620
Spannweite	m	12,0	7,70	13,50
Flügeltiefe	m	1,90	—	—
Gesamtlänge	m	9,00	7,60	10,80
Höhe	m	3,50	2,95	3,50
Tragfläche	m²	34,00	—	—
Leergewicht	t	0,80	0,70	1,70
Nutzlast	t	0,43	0,20	0,80
Fluggewicht	t	1,23	0,90	2,50
Flächenbelastung	kg/m²	36,3	—	—
Leistungsbelastung [1]	kg/PS	2,74	2,90	4,20
Rechnungsgeschwindigkeit	km/h	220	260	210
Bestimmung		Verkehr	Einsitzer für Renn. o. Jagd	Verkehr

[1]) Bezogen auf die Nennleistung.

— E. H. Lémonon, La Suisse Aérienne, Bd. 3, Heft 8, Mai 1921. S. 107 (1 Sp., 1 Zahltaf., o. Abb.); E. M., Der Luftweg, Bd. 5, Heft 21/22, 2. Juni 1921, S. 171 (2 Sp., 2 Lichtb., o. Zahlangab.). W. **21/25. 35.**

Flugzeugteile. Brennstoffördersysteme für Flugzeuge. Die Form der Gefäße richtet sich meist nach dem verfügbaren Raum. Die Beanspruchung durch Trägheitskräfte ist oft größer als die durch den Luftdruck zum Fördern des Brennstoffes. Im amerikanischen Luftverkehr haben zu leichte Behälter sehr viel Ausbesserungen erfordert. Ein großes Gefäß wiegt weniger als zwei kleine für die gleiche Benzinmenge. Schwingungen und die Elastizität des Rumpfes verursachen Undichtwerden der Leitungen. Förderung durch Schwerkraft ist die idealste, aber meist nicht anwendbar. Die bekannte Druckluftförderung wird in den De Havilland-Postflugzeugen gebraucht und verursacht sehr viel Schwierigkeiten, da Behälter und die Luftröhren schwer dicht zu halten sind. Auch ist dauernd ein brennbares Gemisch in den Gefäßen. Brennstoffpumpen werden in zwei Anordnungen benutzt, eine mit Falltank und Überlauf, eine zweite mit Überdruckventil, das zuviel geförderten Brennstoff zum Behälter zurücklaufen läßt. Alle denkbaren Formen schon ausprobiert. Antrieb durch den Motor am besten. Die Kolbenpumpe braucht zwei Ventile und Untersetzungsgetriebe. Eine Zahnradpumpe ist einfacher und sicherer. Vereinfachungen sind in den meisten Flugzeugen möglich. Zum Beispiel Überlaufleitung nicht zu dem Behälter, sondern zu dem Saugrohr der Benzinpumpe. Rohrverbindungen durch gut entworfenen konischen Flansch mit Überwurfmuttern sind Gummiverbindungen vorzuziehen. — L. B. Lent, Aviation, Bd. 10, 7. März 1921, S. 294/298 (8 Sp., 6 Abb.). Hn. **21/25. 36.**

Flugzeugteile. Die Entwicklung der Rumpfkonstruktion ist durch den Übergang vom Fachwerk mit vier- oder mehreckigem Querschnitt (Holzdrahtboot) zum Vollwandträger mit abwickelbaren Rumpfformen (Sperrholzboot) gekennzeichnet. Teilung in tragende Konstruktion und Verschalung ergibt zu hohe Gewichte. Beim Sperrholzrumpf leichtes und bequemes Anbringen von Einbauteilen, da nur örtliche Verstärkung zur Befestigung erforderlich. Vorteile des Sperrholzrumpfes: leichte Herstellung, kurze Arbeitszeit, geringes Gewicht und hohe Festigkeit; Nachteile: geringere Haltbarkeit und Wetterbeständigkeit als beim Holzdrahtrumpf (außerdem aber und schlechte Ausbesserungsmöglichkeit! D. Ber.). Dem Metallrumpf, insbesondere dem »Blechrumpf« (d. h. dem Rumpf mit tragender Blechhaut. D. Ber.) gehört »die nächste Zukunft«. — F. Schieferl, Österreichischer Motor — Der Flug, Bd. 8, Heft 11/12, 1. Juni 1921, S. 20/21 (2 Sp., Seitenriß des Lohner-Pfeildoppeldeckers E 1914 und des WKF-Kampfzweisitzers 1918). W. **21/25. 37.**

Hubschrauber. Das Problem des »Schraubenfliegers«. (Geschichtlich.) — Automobil-Welt, Flug-Welt, Bd. 19, 22. Mai 1921, S. 1/2 (7 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/23. 44.**

Hubschrauber. Der wirkliche Stand der Hubschrauberfrage. Am leichtesten und mit den heutigen Mitteln vollkommen lösbar ist der Bau von Hubschrauben mit ausreichendem Auftrieb. Auch die Erzielung einer ausreichenden Bremswirkung zum Landen

bei Motorversager ist möglich. Zum Fliegen ist eine Wagrechtgeschwindigkeit, die mindestens größer als die des Windes sein muß, notwendig. Allein richtiges Mittel zu deren Erzielung: wagrechte Vortriebsschraube. Zur Steuerung sind Sondervorrichtungen notwendig. Stabilität durch geeignete Formgebung der Hubschrauben möglich. Beweis: eigene Untersuchungen des Verfassers. (Bisher noch nicht veröffentlicht! D. Ber.). Stabilität des Hubschraubers mit der des Flugzeuges eng verwandt. Großer praktischer Anwendungsbereich. — G. de Bothezat, Aerial Age Weekly, 23. Mai 1921, S. 247/249 (5 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/25. 38.**

Hubschrauber. Das Hubschraubenflugzeug ist neuerdings wieder Mode.

1. Es läßt sich mit den heutigen leichten Motoren ebensogut entwickeln wie das übliche Drachenflugzeug.

2. Bereits Maxim hat erkannt, daß beim Seitwärtsfliegen eines Hubschraubers die beiden Schraubenflügel verschiedenen Auftrieb geben, weil die Luftgeschwindigkeit verschieden ist. Eine Vorwärtsneigung von beispielsweise 4° gleicht das wieder aus.

3. Für ein bestimmtes Verhältnis der Umfangsgeschwindigkeit zur Seitwärtsgeschwindigkeit ist dies Neigung so groß, daß sie gerade die notwendige Zugkomponente zum Wagrechtflug mit dieser Geschwindigkeit liefert. Die Formeln ergeben für den Doppelhubschrauber von Crocker und Hewitt (vgl. 21/8. 48) 107 kg schädlichen Widerstand bei 6° Vorneigung der Drehachsen und 116 km/h Wagrechtgeschwindigkeit. Bei gleichbleibender Drehzahl haben die Schrauben keinen Widerstand in der Wagrechtbewegung.

4. Wenn der Auftriebüberschuß beispielsweise ½ vH beträgt, stehen 10 vH des Gesamtgewichts als wagrechte Zugkraftkomponente zur Verfügung. Die Hubkraft ist proportional der ²/₃ten Potenz von dem Produkt aus Schraubendurchmesser und Leistung, wie aus Dimensionsbetrachtungen folgt. Erfahrungen mit dem Hubschrauber von Crocker und Hewitt bestätigen die Formel. Für den Denny-Hubschrauber (bisher nicht berichtet) ergibt sich 50 vH Auftriebüberschuß.

5. Versuche mit einem kleineren und einem größeren Modell mit Gummimotor, dessen Arbeitsinhalt bestimmt wurde, gestatten einen ungefähren Vergleich mit der Rechnung, doch war der Fortschrittsgrad nicht über das ganze Flügelblatt konstant, auch mußte zur Sicherung senkrechten Aufsteigens die obere der beiden gleichachsigen Schrauben stärker ziehen. Dazu kamen andere Leistungsverluste, die sich teilweise ansetzen lassen.

6. Inzwischen (August) stehen genauere Unterlagen für den Denny-Hubschrauber zur Verfügung: 6 Schrauben von je 7,6 m Durchmesser, rd. 5,8 m Steigung, 2 Flügel von je 7,5 m²; 45 Umdr. pro min; Motorleistung 32 PS, Gesamthubkraft 620 kg. Leistungsverluste nicht bekannt. Je drei Hubschrauben rechts- bzw. linksläufig auf jeder Seite; Neigung der Schraubenwelle 10° vorwärts und auswärts. Kegelradgetriebe aus Vanadiumstahl zur wagrechten Motorwelle. Die Rechnung ergibt 79 vH Getriebewirkungsgrad. Dabei sind sehr günstig gebaute Schrauben angenommen.

7. Die übliche Schraubentheorie ist wegen der Bewegung senkrecht zur Achse abzuändern. Das geschieht am einfachsten auf Grund der klassischen Theorie von Drzewiecki (1892). Dadurch folgen verwickelte Formeln für Schub und Drehmoment. Bei großer Flügelzahl ändert sich nur die Druckverteilung über die Schraubenkreisfläche, unabhängig von der augenblicklichen Stellung.

Versuche der Gebrüder Denny mit der ersten Schraubenbauart ergaben schlechteren Schub, als nach Faustformel berechnet. Ihre neueren Schrauben sind besser. Beim Entwerfen von Luftschrauben kann man zweierlei Wege gehen, entweder von den Flügelschnitten oder von der Strahlwirkung aus.

Für Schraube mit wenigen Flügeln ändern sich Schub und Drehmoment periodisch. Auswertung des Schubintegrals ergibt größeren Wert als ohne seitliche Bewegung, wenn das Blatt »in den Wind läuft«, an der entgegengesetzten Stelle aber kleinen negativen Betrag. In diesem Falle ist nämlich der Anstellwinkel stark negativ. (Fortsetzung folgt.) — M. A. S. Riach, Aeronautical Engineering, Bd. 1, Mai, Juni, Juli, August, Oktober 1920, S. 129/132, 157/158, 196/198, 218/221, 248/252 (47 Sp., 14 Abb.)., 2 Zahltaf.). E. **21/25. 39.**

Hubschrauber. Der Oemichen-Peugeot-Hubschrauber hat einen Kreisflug in 5 m Höhe vollbracht. Durchmesser 60 m. — L'Auto, 1. April 1921, S. 1 (¼ Sp., 1 Abb.). Der Pescara-Hubschrauber macht seine ersten Flugversuche, Sprünge bis zu 0,50 m Höhe. — L'Auto, 30. Mai 1921, S. 1 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **21/25. 41.**

Luftschiffe. Das neue englische Passagier-Luftschiff R 36. — St., Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 11, 25. Mai 1921, S. 212/213 (3 Sp., 2 Lichtb.). W. **21/23. 47.**

Luftschiffe. Eine amerikanische Vorrichtung zum Verankern von Luftschiffen sieht drei konzentrische, einbetonierte Schienenringe vor, in denen kleine Wagen das ankommende Schiff bei Seitenwind maschinell in die Richtung der Halle drehen und auf radialen Schienen in diese einschleppen. — Aeronautics, Bd. 20, 14. April 1921, S. 256 (1 Sp., 4 Abb.). Hn. **21/23. 48.**

Luftschiffe. Amtliche englische Angaben über deutsche Zeppelin-Luftschiffe und britische Nachbauten solcher. Die englischen Starrluftschiffe R. 30, R. 33, R. 36, R. 37 werden jetzt seitens des Air Ministry zusammen mit den von Deutschland ausgelieferten ehemaligen Marineluftschiffen L 64 und L 71 privaten Gesellschaften für Luftverkehrszwecke zum Kauf angeboten. Die englischen Luftschiffe besitzen Einrichtungen für Mastverankerung. Die ehemaligen deutschen Zeppelin-Luftschiffe sind in gutem Zustande, bedürfen aber neuer Gaszellen. Ein Abteil für Reisende, besitzt nur R. 36, doch können auch die übrigen Schiffe leicht mit Unterkunftsräumen für Reisende ausgestattet werden. (Die beigegebene amtliche englische Zahlentafel zeigt Überlegenheit der Zeppelin-Luftschiffe! D. Ber.). — Aeronautics, Bd. 20, Heft 398, 2. Juni 1921, S. 388/389 (2½ Sp., 2 Zahltaf.). W. **21/24. 25.**

Amtliche englische Leistungsangaben über im britischen Besitze befindliche Starr-Luftschiffe deutschen und englischen Ursprunges (zu 21/24. 25).

Schiff		R. 33	R. 80	R. 36 und R. 37	Zeppelin L 64	Zeppelin L 71	
Länge	m	194	163	205	196	227	
Durchmesser	m	24	21,4	24	24	24	
Höhe	m	28	26	28	—	27,5	
Rauminhalt	m³	55 300	34 000	59 500	56 000	68 000	
Gesamtauftrieb	t	60,0	37,0	64,8	60,8	74,0	
Gerüstgewicht und Einbauten	t	37,0	22,0	38,4	24,3	28,5	
Zahl der Motoren		5	4	5	5	6	
Gesamtleistung	PS	1 250	920	1 570	1 300	1 560	
Höchstgeschwindigkeit	km/h	97	97	105	112	121	
Nutzlast bei einer 1200 km-Fahrt: Reisende	t	—	—	30	40	60	Fahrtzeit 15—18h
Nutzlast bei einer 1200 km-Fahrt: Fracht	t	—	—	2	9	15	

Luftschiffe. Der Ankermast in Pulham. — Luftfahrt, Bd. 25, Juni 1921, S. 108/109 (3 Sp., 4 Abb.). Hn. **21/25. 44.**

Luftschiffe. Der Luftschiffbau und Schütte-Lanz. — Dick, Der Luftweg, Bd. 5, 19. Mai 1921, S. 148/150 (6 Sp., 5 Abb.). Hn. **21/25. 45.**

Materialkunde. Mit dünnem Metallblech armiertes »Leichtmaterial« verspricht für den Flugzeugbau mannigfache Vorteile. Dünnes auf einem verhältnismäßig dicken Leichtmaterialkern aufgebrachtes (»cemented«) Metallblech gewährt größere örtliche Festigkeit als Metallstreben. Für Rippen, Holme und Stiele empfehlenswert. — Aviation, Bd. 10, Heft 18, 2. Mai 1921, S. 551 (½ Sp., o. nähere Angaben, o. Abb.). W. **21/23. 50.**

Materialkunde. Allerlei Neues vom Aluminium. — Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 19, 3. April 1921, S. 5/6 (3 Sp., o. Abb.). Hn. **21/24. 27.**

Meßgeräte. Der Flugzeugkompaß bei Geschwindigkeits- und Kursänderungen. Wegen der Neigung der erdmagnetischen Kraftlinien muß die Südseite der Rose schwerer sein, aber nicht wesentlich, wenn ihr Schwerpunkt tief unter dem Aufhängepunkt liegt. Da anderseits die Nadel stets »durch die Inklinationsrichtung geht«, so zeigt sie falsch bei Geschwindigkeitsänderungen auf Ost- oder Westkurs, ebenso bei Richtungsänderungen aus Nord- oder Südkurs wegen seitlicher Ablenkung der scheinbaren Lot-

linie (mit andern Worten, ein Teil der senkrechten Komponente des erdmagnetischen Feldes wirkt dann quer zur Rosenachse. D. Ber.). Damit werden Kursänderungen von Nordkurs aus zu klein oder sogar im falschen Sinne, Kursänderungen von Südkurs aus zu groß angezeigt.

Beschleunigungen von N oder S rufen keine Ablenkung, aber eine Änderung der Richtkraft hervor.

Dazu kommen Trägheit und Schleppfehler, so daß jeder Kompaß sich anders verhält. — Aeronautics, Bd. 20, 19. Mai 1921, Nr. 396, S. 358 (1½ Sp., o. Abb.). E. **21/25. 48.**

Meßgeräte. Pioneer-Druckmesser für kleine Drücke der Pioneer Instrument Co. soll die Flüssigkeitsdruckmesser ersetzen. Eine Membran betätigt einen Zeiger auf 100 mm langer Stirnteilung. Meßbereich 76 mm WS; bei kleinen Drücken 1½fache Empfindlichkeit. Nullpunkteinstellung mit Schraube. Widerstandsfähige, ausgewuchtete Bauart. Die geringe Breite gestattet Einbau mehrerer Geräte nebeneinander. — Nach Aviation, Aeronautics, Bd. 20, 5. Mai 1921, Nr. 394, S. 323 (1 Sp., 1 Lichtb. des Gerätes). E. **21/25. 49.**

Motorbau. Der künftige Flugmotor. Gewicht und Brennstoffverbrauch beim Flugmotor entscheidend. Im jetzt gebräuchlichen Flugzeug ist:

Flächenbelastung	35	kg/m²
Leistungsbelastung	6,5	kg/PS
Gewichtsanteile am Fluggewicht:		
Flugwerk	27	vH
Triebwerk	29	vH
Betriebsstoffe	19	vH
Ladung	25	vH
zusammen	100	vH.

Geringster Brennstoffverbrauch in großen Höhen 214 g/PSh, im Durchschnitt meist 227 g/PSh; Motorgewichte (leer) gegenwärtig zwischen 0,85 und 1,6 kg/PS.

Verwendung von Dampfmaschinen für Flugzwecke scheitert am hohen Gewicht der gesamten Anlage und dem geringen thermischen Wirkungsgrad (Höchstwert bei den besten ortsfesten Dampfmaschinen bisher 15 vH gegenüber 25 bis 30 vH beim gegenwärtigen Flugmotor). Dieselmotoren ergeben bis 40 vH. Vorteile der Dampfmaschine: Betriebssicherheit, gute Überlastbarkeit, selbständiges Anlaufen, Umsteuerbarkeit, bei gleichem Dampfdruck im Kessel kein Leistungsabfall in der Höhe. Die Dampfturbine braucht ein Untersetzungsgetriebe und erscheint ungeeignet. Elektrischer Flugzeugantrieb mit Sammler oder motorischer Kraft zu schwer. — Jesse G. Vincent, Aviation, Bd. 10, Heft 18, 2. Mai 1921, S. 567/569 (5½ Sp., o. Abb.). W. **21/23. 51.**

Motorbeschreibung. Der 1000 PS-Flugzeugmotor der U. S.-Heeresversuchsanstalt für Luftfahrt. Stahlzylinder mit aufgeschweißten Wassermänteln und vier Ventilen im Zylinderkopf. Jeder Zylinder mit vier Zündkerzen. Vier voneinander unabhängige Magnetzündungen. Unmittelbarer Luftschraubenantrieb, kein Untersetzungsgetriebe. Motor bei einer normalen Drehzahl von 1400 Umdr. pro min vermutlich nur für schnelle Flugzeuge in Aussicht genommen. Ein Einzyl.-Prüfmotor bereits mit Erfolg versucht.

Bauart 18-Zyl. W- (Fächer-) Motor mit 3 × 6 Zyl.	
Leistung bei 1400 Umdr./min rd.	1000 PS
Bohrung	165 mm
Hub	190 mm.

— Nach Air Service News Letter. The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 20, 18. Mai 1921, S. 468 (¼ Sp., o. Abb.). W. **21/23. 52.**

Motorbeschreibung. Ein Schwerölflugmotor für 600 PS ist bei »Ferrotaie«-Co., G. m. b. H., Turin, in Bau. Ein Kleinmotor der gleichen Firma leistet 4,5 PS bei 1200 Umdr./min. Bohrung 100 mm, Hub 120 mm. Brennstoffverbrauch 345 g/PSh. Man hofft auf niedrigere Betriebskosten. — Aeronautics, Bd. 20, 19. Mai 1921, S. 365 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **21/24. 28.**

Motorberechnung. Das Arbeiten der Motoren in verdünnter Luft. Mit zunehmender Höhe nimmt die indizierte Motorleistung entsprechend der Luftdichte ab, die passiven Widerstände, z. B. der Kraftbedarf der Kühlanlage bleibt bestehen. In 17 km Höhe hört die Motorleistung theoretisch auf. Der Brennstoffverbrauch steigt um 30 vH in 5 km Höhe. Versuche, die genaue Abnahme der Motorleistung im Flugzeug zu messen, sind gescheitert. Die Berge Frankreichs sind zu niedrig. Während des Krieges wurden auf ihnen die ersten derartigen Messungen gemacht. Deutschland und Amerika haben Unterdruckkammern gebaut. In Frankreich und England begnügt man sich mit einfacheren Mitteln. Die Abgase werden durch Ventilator abgesaugt. Die künstlich gekühlte Ansaugluft wird vor dem Vergaser abgedrosselt. Eine derartige Einrichtung ist in den Zenith-Werken in Lyon seit 3 Jahren im Betriebe, eine zweite bei dem technischen Dienst für Luftfahrt (»Service Technique Aéronautique«, S. T. Aé.) im Bau. Nachteil: atmosphärischer Druck auf allen Verbindungsteilen. — Martinot-Lagarde, L'Aéronautique, Bd. 3, April 1921, S. 175/177 (5 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/25. 52.**

Motorkühlung. Der Wärmeaustausch zwischen festen Körpern und Flüssigkeiten mit kleiner Reibung und kleiner Wärmeleitung. — E. Pohlhausen, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 1, Heft 2, Ende April 1921, S. 115/121 (6 S., 3 Schaub. der ermittelten Beziehungen.) E. **21/24. 29.**

Motorteile. Die Abmessungen von Kurbelwellen für Benzinmotoren. Um ausreichende Festigkeit gegen Biegung, Verdrehung und Schwingungen zu erhalten, vergrößert man den Lagerdurchmesser immer mehr. Bei Wagenmotoren ist man schon auf 0,57fachen Zylinderdurchmesser gegangen. Den Kurbelarm macht man vorteilhaft 1,5 Schaftdurchmesser breit. Der vergrößerte Lagerdurchmesser bringt aber höhere Gleitgeschwindigkeiten. — Engineering, Bd. 61, 27. Mai 1921, S. 639 (2½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/25. 53.**

Motorvergaser. Analytische und experiementelle Untersuchungen über die Verdampfung zerstäubter Flüssigkeiten. — B. Klaften, Der Motorwagen, Bd. 24, 20. und 30. April 1921, S. 213/223 und 242/249 (31 Sp., 8 Abb.). Hn. **21/23. 54.**

Segelflugwesen. Über den Gleit- und Segelflugwettbewerb in der Rhön 1920. Vgl. 20/05. 17. — W. Klemperer, Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (Beihefte der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt), April 1921, S. 71/81, 21 Sp., 27 Abb.). Hn. **21/23. 55.**

Segelflug. Die Nimführsche Segelflugmaschine. — J. V. Berger, Der Flug, Bd. 8, Heft 11/12, 1. Juni 1921, S. 19/20 (2½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/24. 30.**

Segelflug. Segeleindecker der akademischen Fliegergruppe Darmstadt. — Flugsport, Bd. 13, Heft 12, 8. Juni 1921, S. 271 (2 Lichtb., o. Text). W. **21/24. 31.**

Segelflug. Windseher. — N. Schumacher, Flugsport, Bd. 13, Heft 11 25. Mai 1921, S. 234/241 (6 S., ohne nähere Angab. und Abb.). W. **21/24. 32.**

Strömungslehre. Beitrag zur Prandtlschen Tragflügeltheorie. — R. Fuchs, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 1, Heft 2, Ende April 1921, S. 106/115 (9½ S., 1 Skizze, 5 Schraub., 1 Zahltaf.). E. **21/24. 33.**

Wetterkunde. Die künstliche Beeinflussung des Wetters ist aus rein wirtschaftlichen Gründen ebenso unmöglich, wenn auch grundsätzlich lösbar, wie die Regelung der Meeresströmungen durch lange Dämme. Um einen Flugplatz von 300 m Breite nebelfrei zu machen, brauchte man stündlich ebensoviel Kohlen wie für 12000 Hörsäle. Auch das Wegblasen des Nebels mit Luftschrauben und ähnliche Vorschläge sind unausführbar. — Bericht über Vortrag von Sir Napier Shaw vor der Luftfahrt-Gesellschaft der Universität Cambridge, Flight, Bd. 13, 7. April 1921, S. 243 (1½ Sp., o. Abb.). E. **21/23. 56.**

Motorbeschreibung. Einige ungewöhnliche Umlaufmotoren. — Illustrierte Flugwoche, 30. März 1920, S. 121/123 (5 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/14. 52.**

Motorbeschreibung. Der 180 PS-Aeromarine-U-8-Flugmotor soll durch geringen Brennstoffverbrauch Triebwerkgewicht sparen. 8 Zylinder, 60° V, Bohrung 114 mm, Hub 165 mm, 180 PS bei 1750 Umdr./min, Normalleistung 195 PS. Gewicht 232 kg (1,29 kg/PS). Nach 50 h Dauerlauf noch alles unbeschädigt. — Aviation, 6. Dezember 1920 (1 Sp., 3 Abb.), ber. in The Technical Review, Bd. 8, 8. März 1921, S. 230, AN. 1035. Hn. **21/14. 53.**

Motorteile. Die Clerget-Blin-Hauptschubstange wird bei der 36 h langen Bearbeitung von 20 auf 4,1 kg erleichtert. (Im Original Liste und 11 Zeichnungen der Werkzeuge und Bearbeitungsstufen.) — M. Darlin, La Machine Moderne, Dezember 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 8, 22. Februar 1920, S. 182, A. F. 1017. Hn. **21/14. 55.**

Motorteile. Ein neues geheimes Herstellverfahren für Aluminiumkolben von normalem Gewicht und gleicher Ausdehnung wie Gußeisen wurde von S. N. Higgs, Ltd., Vauxhall Bridge Road, SW. entwickelt. — Motor Traction, Dez. 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 9, 5. April 1921, S. 10, AK. 1015. Hn. **21/17. 67.**

Wetterkunde. Die neue Wetterkunde. — Vortrag mit Lichtbildern von Wenger, 11. April 1921, in der Deutschen Gesellschaft 1914. E. **21/17. 69.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

14. Heft 30. Juli 1921 12. Jahrgang

Zum Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921.

Von Wilh. Hoff.

Der Gleit- und Segelflug-Wettbewerb in der Rhön 1920 hat in letzter Stunde noch durch die schöne Leistung Klemperers einen erfolgreichen Abschluß gebracht. Das von ihm gesteuerte, von der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen gebaute Flugzeug hat überall Anerkennung gefunden und wurde allgemein als technischer Fortschritt gewertet. Die Veranstalter und Teilnehmer des Wettbewerbs 1920 waren sich nach dessen Abschluß darin einig, daß, wenn möglich, auf geeigneteren Flugzeugen und mit geschulterer Bemannung der Wettbewerb im Spätsommer 1921 wiederholt werden müsse.

Wir stehen vor dem Beginn des diesjährigen, des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1921, der von der Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes und vom Verband Deutscher Modell- und Gleitflug-Vereine veranstaltet wird. Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt hat sich in der Überzeugung, daß die Pflege des Segelflugzeuges der Entwicklung des Flugzeugbaues in vielen Beziehungen förderlich sein wird, durch Übernahme des Ehrenschutzes der Veranstaltung in den Dienst der Sache gestellt und zur Vorbereitung des kommenden Wettbewerbs beigetragen.

Nach der Ausschreibung müssen die pünktlichen Meldungen zum 15. Juli und Nachmeldungen bis zum 7. August 12 Uhr mittags in Händen der Geschäftsstelle sein.

Die Zulassungsprüfung der Flugzeuge ist der Technischen Kommission übertragen. Sie wird sich am 8. und 9. August durch eingehende Besichtigung der gemeldeten Flugzeuge ihr Urteil bilden und außerdem in den zur Meldung verlangten technischen Unterlagen wichtige Hilfsmittel hierfür finden. Die Bescheinigung eines von der WGL ermächtigten Prüfers über den erbrachten Nachweis der Baufestigkeit ist unter diesen besonders zu beachten. Die Forderung der Ausschreibung auf Vorlage einer solchen Bescheinigung ist neu und zu dem Zwecke eingeführt, daß die Hersteller von Segelflugzeugen vor einem im Flugzeugprüfwesen erfahrenen Fachmann über ihre für die Flugzeugfestigkeit getroffenen Maßnahmen Rechenschaft ablegen und damit gehalten sind, technisch zuverlässig zu bauen. Wie im besonderen Falle der Festigkeitsnachweis erbracht werden wird, ist Sache des Herstellers, der den Prüfer von der vorhandenen Baufestigkeit überzeugen muß. Die WGL-Prüfer werden, wo dem Hersteller vielleicht genügende Fachkenntnisse fehlen, gern selbst durch eigene Untersuchungen, sei es durch praktischen Versuch oder durch Rechnung, ihrerseits zum geforderten Nachweis beitragen. Man darf wohl erwarten, daß solche Prüfungen nicht nur Unglücksfälle infolge grober Baufehler während des Wettbewerbs verhindern, sondern auch der Verbreitung folgerichtigen technischen Denkens in Kreisen begeisterter Anhänger des Segelflugs nutzen werden. Bedenkliche Gemüter befürchten, daß ihre Bauten und Überlegungen durch die Prüfungen des WGL-Prüfers und später der Technischen Kommission vorzeitig Allgemeingut werden. Bei der bekannten Anteilnahme, welcher von jeher neue Flugzeuge auf allen Flugplätzen begegnet sind, werden solche Geheimnisse erfahrungsgemäß bei der ersten öffentlichen Benutzung, sicher aber beim ersten unvermeidlichen Bruch gelüftet werden. Die Veranstalter kommen solchen Bewerbern entgegen und sichern ihnen eine Nichtveröffentlichung ihrer zur Flugzeugprüfung einzureichenden Unterlagen auf besonderen Antrag zu. Es wäre aber zu bedauern, wenn viele Bewerber von dieser Möglichkeit Gebrauch machen würden. Hier sei die Offenheit rühmend erwähnt, mit welcher die Flugwissenschaftliche Vereinigung Aachen im vergangenen Jahre alle Einzelheiten und Neuerungen ihres wirklich neuartigen Eindeckers bekannt gab.

Die Ausschreibung um einen Preis für die höchste Gleitzahl verlangt besondere Unterlagen, nach welchen Flugzeugmodelle hergestellt und im Luftstrom geprüft werden können. Die Ergebnisse des Wettbewerbs um diesen Preis sollen mit den Baueinzelheiten der bewerbenden Flugzeuge veröffentlicht werden. Hier sieht die Ausschreibung keinen Antrag auf Geheimhaltung vor. Die Preisstifter hoffen trotzdem im Interesse der Förderung des Flugzeugbaues auf eine rege Beteiligung in diesem Wettbewerb.

Flugzeug und Führer haben vor dem Wettbewerb eine Mindestleistung nachzuweisen. Erstlingsversuche sollen dadurch vom Wettbewerb ausgeschlossen sein. Die verlangten Leistungen sind im Interesse solcher Bewerber, die in der Nähe ihres Wohnortes unzureichende Fluggelegenheit besitzen, recht gering gehalten.

Die ausgeschriebenen Preise lassen die Bemühungen der Veranstalter erkennen, möglichst einfach wertbare Aufgaben zu stellen. Der »Große Rhön-Segelpreis 1921« ist mit der höchsten Summe bedacht. Die Veranstalter hoffen, daß um diesen Preis sich die heißesten Kämpfe abspielen werden. Da die Bedingungen dieses Preises nicht leicht zu erfüllen sind, ist es denkbar, daß ein Wettbewerber achtunggebietende Flugleistungen erzielt, ohne Anspruch auf den »Großen Rhön-Segelpreis 1921« zu haben. In solchen Fällen sollen die Preise zur Verfügung des Preisgerichtes zum Ausgleich etwaiger Härten verwendet werden.

Die Verfahren zur Prüfung der Flüge sind im wesentlichen festgelegt. Der Technischen Kommission liegt es ob, in besonderen Fällen über anzuwendende Meßverfahren zu entscheiden.

Soviel von der Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1921.

Wie werden in der Rhön verwendete Segelflugzeuge aussehen?

Viele Hände sind an der Arbeit. Die Für und Wider der als aussichtsreich angesehenen Bauweisen sind in Aufsätzen und mündlich erörtert worden.

Ich glaube, daß im Motorflugzeugbau bewährte Flügelgestalten und Leitwerksanordnungen zunächst den Erfolg bringen werden.

Trotz der hohen technischen Aufgaben wird die Geschicklichkeit der Führer die diesjährige Entscheidung bringen. Beim Segelflug sollen Böen ausgenutzt und nur zum Teil vermieden werden. Andere Flugweisen, als sie beim Führen von Motorflugzeugen gebräuchlich waren, sind zu finden und auszuüben. Wir wollen hoffen, daß gewandte Führer die gestellten Aufgaben erfüllen werden.

Bemerkungen über den Segelflug.

Von L. Prandtl.

Die folgenden Ausführungen verdanken ihre Entstehung dem Wunsche der Schriftleitung, anläßlich des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs die Fragen des Segelflugs behandelt zu sehen. Sie enthalten in der Hauptsache nur Dinge, die mehr oder minder bekannt sind. Von dem, was vielleicht neu ist, verdanke ich manches Gesprächen mit den Herren G. Madelung und A. Betz, die mir ihre Einwilligung zur Mitteilung dieser Dinge gegeben haben.

1. Unter Segelflug sei — im Gegensatz zum Gleitflug — der motorlose Flug ohne Höhenverlust verstanden. Für den Segelflug stehen nach den Gesetzen der Flugmechanik zwei Energiequellen zur Verfügung, einmal aufsteigende Luftströme, dann aber auch die Ungleichmäßigkeiten des natürlichen Windes. Bei den letzteren lassen sich noch zwei wirksame Formen unterscheiden: 1. große, verschiedene Sekunden lang dauernde Schwankungen der Windstärke (und auch der Windrichtung), 2. die raschen Schwankungen der Windrichtung, die gemeinhin als »Turbulenz des Windes« bezeichnet werden. Die lang dauernden Schwankungen lassen sich nur unter beträchtlichen Geschwindigkeits- und Höhenänderungen des Flugzeuges ausnutzen, indem man z. B. in einer einzelnen Böe

auf Kosten der Relativgeschwindigkeit steigt und in der darauf folgenden Flaute abwärts beschleunigt gleitet. Was in jedem einzelnen Falle von Windschwankungen zu tun ist, um dem Wind Energie zu entziehen, läßt sich leicht in folgende Regel fassen: »Man muß die vorhandenen Windschwankungen auszugleichen suchen«; dadurch wird offenbar die Energie der Windschwankung verringert und die Energie des Flugzeugs wird um einen entsprechenden Betrag vermehrt. Man muß also z. B. der Böe viel Widerstand entgegensetzen, der Flaute wenig, im aufsteigenden Strom durch allmähliches Aufrichten des Flugzeugs den Flügeldruck verstärken, im absteigenden durch allmähliches Drücken abschwächen.

Die kurz dauernden Schwankungen dagegen können ohne wesentliche Geschwindigkeitsänderungen des Flugzeugschwerpunktes nutzbar gemacht werden. Wie A. Betz in einem lehrreichen kleinen Aufsatz in dieser Zeitschrift 1912[1]) gezeigt hat, ist eine nützliche Wirkung genügend großer Richtungsschwankungen bereits bei einem starren und unverdrehten Flugzeugflügel vorhanden. Bei elastisch gelagerten oder verbiegbaren Flügeln kann der durch die Richtungsschwankungen des Windes erzielte Vortrieb bei genügender Stärke der Schwankung recht merkliche Beträge annehmen. Man kann sich die Wirkung ähnlich vorstellen, wie die des sog. Fischschwanzpropellers. Mit diesem Namen hat man eine Einrichtung bezeichnet, durch die der Wellenschlag des Wassers zum Vortrieb nutzbar gemacht wird. Die Einrichtung besteht aus einer Anzahl von biegsamen Platten, die an ihrer Vorderkante starr seitlich am Schiff befestigt sind. Sie biegen sich wie ein Fischschwanz in dem auf- und abschwankenden Wasser und ergeben im durchgebogenen Zustand sowohl beim Wasserangriff von oben wie von unten einen Vortrieb.

2. Wenn wir zunächst fragen, welcher der genannten Energiequellen sich die segelnden Vögel bedienen, so kann — wenigstens was die heimischen Vogelarten betrifft — die Antwort wohl nur sein, daß sie, wenn nicht ausschließlich, so doch der Hauptsache nach sich immer der aufsteigenden Luftströme bedienen. Aufsteigende Luftströme sind in unebenem Gelände immer zu finden, wenn Wind weht. Sie kommen bei ruhigerem Wetter auch über der Ebene durch meteorologische Einflüsse zustande. Die Vögel suchen für ihre Flugübungen natürlich die aufsteigenden Ströme auf, und da diese häufig räumlich nicht sehr ausgedehnt sind, müssen die Vögel kreisen, um in dem aufsteigenden Strom zu bleiben. Man kann bei der Beobachtung von segelnden Raubvögeln häufig sehen, daß sie plötzlich etwas Höhe verlieren und nun mit den Flügeln zu schlagen anfangen und so lange flügelschlagend weiter fliegen, bis sie plötzlich deutlich angehoben werden. Von diesem Augenblick an beginnt von neuem das Segeln. Sie haben ihren aufsteigenden Luftstrom, den sie vorher verloren hatten, wieder gefunden. Die segelnden Möven in der Nähe eines Dampfers nutzen die Ablenkung des Windes am Dampfer aus und fangen sofort an mit Flügeln zu schlagen, wenn sie sich aus irgendeinem Grunde von ihrem guten Plätzchen entfernen müssen.

Daß ein Vogel die Windböen planmäßig ausnutzte, scheint im allgemeinen nicht vorzukommen. Er müßte hierzu fortwährend Sprünge nach oben und nach unten machen, was meines Wissens nicht beobachtet wird. Dagegen scheint es nicht ausgeschlossen, daß manche Vögel die raschen Windschwankungen nach dem Fischschwanzprinzip nebenher ausnutzen. Wahrscheinlich reichen diese Wirkungen aber in keinem Fall hin, die ganze Flugarbeit zu decken, so daß man den Satz »ohne aufsteigenden Wind kein Segeln« wohl als richtig ansehen kann. Bezüglich der Meeresvögel sei erwähnt, daß ja auch jede einzelne große Meereswoge eine Ablenkung des Windes nach oben ergibt, die die Vögel sich zunutze machen[2]).

[1]) A. Betz: Ein Beitrag zur Erklärung des Segelflugs, ZFM 1912, S. 269.

[2]) Nach Fertigstellung meines Aufsatzes finde ich in den »Physikalischen Berichten« 2. Jahrg. (1921), Heft 9, S. 503 eine Besprechung von Everling über eine Arbeit über den Segelflug von E. H. Hankin (Proc. Cambr. Phil. Soc. 20 (1921) S. 219—227, wonach ein Segeln durch Turbulenz allein bei starker Bestrahlung des Bodens, wie sie in den Tropen vorkommt, möglich sein soll. Hankin beschreibt Beobachtungen an Vögeln, Libellen und fliegenden Fischen.

3. Für den menschlichen Segelflug gelten im Prinzip die sämtlichen vorgenannten Möglichkeiten der Energieausnutzung. Die Fischschwanzwirkung, wie ich es kurz nennen will, wird man vielleicht durch geeignete Bauart von elastischen Flügelprofilen ausnutzen können, doch möchte ich fürs erste nur dazu raten, dies an unbemannten Modellen auszuprobieren. Es ist sehr wahrscheinlich, daß die Windschwankungen, die hiermit ausgenutzt werden könnten, häufig gar nicht diejenige Größe haben, die einen merklichen Nutzen erwarten ließe. Man wird daher die Unsicherheit über die Flugeigenschaften eines solchen elastischen Flügels, die leicht zu unbrauchbaren und vielleicht auch zu gefährlichen Flugzeugen führen kann, angesichts des wahrscheinlich nicht sehr großen Gewinnes nicht gerne in Kauf nehmen. Ein unbemanntes Modell wird man dieser Fragestellung dagegen leichter opfern können.

Die Ausnutzung der großen Windschwankungen ist eine Frage der Geschicklichkeit des einzelnen Fliegers. Es ist denkbar, aus ihnen ab und zu Gewinn zu ziehen, aber allzu viel darf man sich wohl auch von dieser Wirkung nicht versprechen. Es bleiben also für den menschlichen Segelflug die aufsteigenden Luftströme als das wichtigste Mittel übrig.

Wenn man die aufsteigenden Luftströme in möglichst hohem Grade ausnutzen will, so wird man danach streben müssen, Flugzeuge mit kleiner Sinkgeschwindigkeit zu bauen. Man ist dann imstande, alle aufsteigenden Luftströme auszunutzen, deren lotrechte Komponente größer ist als die Sinkgeschwindigkeit, vorausgesetzt, daß gleichzeitig die Aufwärtsneigung des Windes größer ist als das beste Gleitverhältnis. An einem Hang, der steiler ist als die Bahn des flachsten Gleitfluges, ist es übrigens möglich, auch bei Windgeschwindigkeiten zu segeln, die kleiner sind als die kleinste Schwebegeschwindigkeit des Flugzeuges, wenn nur die Steiggeschwindigkeit des Windes die Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges übertrifft. Das Flugzeug wird hier vom Hang weg wagerecht in die freie Luft hinaus schweben und gegebenenfalls noch dabei steigen. Es würde sich aber dabei mit der Zeit aus dem Bereich der aufsteigenden Winde entfernen. Wenn der Hang hinreichende Breiteausdehnung hat, kann es sich aber schräg zum Hang stellen und quer zu ihm auf ein und derselben Höhe oder langsam steigend entlang streichen, wobei es durch die seitliche Verschiebung eine genügende Geschwindigkeit zum Schweben erreicht. Diese Flugart kann man bei Möven am Strande häufig beobachten. Sie dürfte unter ähnlichen Bedingungen auch für den Menschen gut ausführbar sein.

4. Die Bedingungen für eine möglichst kleine Sinkgeschwindigkeit lassen sich, wie folgt, in Formeln fassen. Zunächst ist der Gleitwinkel ε durch die bekannte Beziehung gegeben

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{c_w}{c_a} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (1)$$

Weiter ist die Sinkgeschwindigkeit $v_z = v \sin \varepsilon$. Beachtet man, daß das Gewicht $G = c_a F \cdot \frac{1}{2} \varrho v^2$ ist, also

$$v = \sqrt{\frac{2G}{\varrho F c_a}} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (2)$$

und daß man wegen der Kleinheit des Winkels ε $\sin \varepsilon$ und $\operatorname{tg} \varepsilon$ verwechselnd darf, so findet man

$$v_z = \sqrt{\frac{2G}{\varrho F}} \cdot \frac{c_w}{c_a^{3/2}} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (3)$$

Bei gegebener Flächenbelastung wird also die Sinkgeschwindigkeit am kleinsten, wenn die bekannte Güteziffer c_a^3/c_w^2 ein Maximum ist. Man wird daher möglichst kleines c_w bei großem c_a anstreben müssen. Es gelingt dies einerseits durch ein großes Seitenverhältnis, anderseits durch möglichste Vermeidung aller Nebenwiderstände. Zur Erreichung eines großen c_a wird man ein stärker gewölbtes Flügelprofil zu wählen haben, als es bei schnellen Motorflugzeugen üblich ist. Liegt die Polarkurve vor, so läßt sich das Maximum von c_a^3/c_w^2 durch Probieren leicht finden. Will man aber rein rechnerisch verfahren, was den Vorteil hat, daß man sich nicht von vornherein auf ein bestimmtes Seitenverhältnis festlegen braucht, so kann man z. B. wie folgt verfahren:

Man kann für den flugtechnisch in Betracht kommenden Bereich von Anstellwinkeln häufig den Verlauf von c_w abhängig von c_a durch eine Gleichung der folgenden Form angeben

$$c_w = A\,c_a^2 + B \qquad (4)$$

Der Beiwert A stammt hauptsächlich aus dem induzierten Widerstand, der vom Seitenverhältnis abhängig ist. Da aber auch der Profilwiderstand meist ein Anwachsen nach höheren Anstellwinkeln zu zeigt, kann man in dem Beiwert A noch ein Zusatzglied für dieses Anwachsen des Profilwiderstandes einbegreifen, also schreiben

$$A = \frac{F}{\pi\,b^2} + A', \qquad (5)$$

wobei b in bekannter Weise die Spannweite bedeutet. Das Glied B in Gleichung (4) bedeutet dann den konstanten Teil des Profilwiderstandes einschließlich aller schädlichen Widerstände des Flugzeuges. Hiermit wird nun der zweite Faktor von Gleichung (3)

$$c_w / c_a^{3/2} = A\,c_a^{1/2} + B\,c_a^{-3/2}.$$

Eine leichte Rechnung gibt für das Minimum dieses Ausdruckes die Beziehung

$$A\,c_a^2 = 3\,B,$$

woraus sich

$$c_a = \sqrt{\frac{3\,B}{A}} \qquad (6)$$

ergibt. Wie man sieht, ist das Minimum von $c_w/c_a^{3/2}$ dann vorhanden, wenn der erste Anteil des Widerstandes in Gleichung (4) dreimal so groß ist als der zweite. Das gesamte c_w wird damit $= 4\,B$. Hiermit wird

$$\frac{c_w}{c_a^{3/2}} = \frac{4}{3}\sqrt[4]{3\,A^3 B}. \qquad (7)$$

Man muß sich natürlich bei Ausführung dieser Rechnung überzeugen, ob im einzelnen Fall sich aus Gleichung (6) ein c_a ergibt, das innerhalb der Grenzen liegt, für die die Formel (4) gültig ist. Sollte dies nicht zutreffen, so kann das größte c_a genommen werden, für das Formel (4) noch gilt.

Die vorstehenden Rechnungen mögen durch ein Zahlenbeispiel noch kurz erläutert werden, dessen Werte aus Modellversuchen entnommen sind. Wir setzen das Seitenverhältnis $F/b^2 = 1/10$, ferner $A' = 0{,}01$, $B = 0{,}025$. Damit ergibt sich $A = 0{,}0318 + 0{,}01 = 0{,}0418$, also

$$c_a = \sqrt{\frac{3 \cdot 0{,}025}{0{,}0418}} = 1{,}34,$$

was bei stark gewölbten Profilen noch erreichbar ist. c_w wird $= 4\,B = 0{,}1$. Damit ergibt sich $c_a^3/c_w^2 = 240$. Setzt man etwa die Flächenbelastung $= 9$ kg/m², so wird

$$\sqrt{\frac{2}{\varrho}\cdot\frac{G}{F}} = \sqrt{16 \cdot 9} = 12.$$

Die Sinkgeschwindigkeit wird also $12/\sqrt{240} = 0{,}775$ m/s².

Wäre nur $c_a = 1{,}2$ erreichbar, die übrigen Konstanten aber dieselben, so wäre

$$c_w = 0{,}0418 \cdot 1{,}2^2 + 0{,}025 = 0{,}0855$$

einzusetzen, was $c_a^3/c_w^2 = 236$ gibt. Da $c_a = 1{,}2$ noch verhältnismäßig nahe an dem Bestwert 1,34 liegt, ist also c_a^3/c_w^2 nur wenig kleiner als der Höchstwert 240. Man kann daher auch in Fällen wie dem hier angegebenen unbedenklich nach Formel (6) und (7) rechnen.

Die Gleitgeschwindigkeit v wird mit $c_a = 1{,}2$ nach Formel (2) zu rd. 11 m/s erhalten, das Gleitverhältnis ist $0{,}0855 : 1{,}2 = 1 : 14$. An einem breiten Hang mit Neigung $1 : 5$ würde die Sinkgeschwindigkeit bereits bei einem Winde von 4 m/s von der Steiggeschwindigkeit der Luft übertroffen sein. Das Schweben quer zum Hang würde dann allerdings eine Seitengeschwindigkeit $\sqrt{11^2 - 4^2} = 10{,}25$ m/s erfordern.

Zusammenfassung. Die auf Grund der Flugmechanik bestehenden Möglichkeiten für den Segelflug werden erörtert und ihre Anwendung auf den Vogelflug und den Menschenflug besprochen. Die Bedingungen für die kleinste Sinkgeschwindigkeit werden rechnerisch untersucht und ein Zahlenbeispiel gegeben.

Bauart der Segelflugzeugwerke G. m. b. H. Baden-Baden.

Von F. Wenk.

Die Segelflugzeugwerke Baden-Baden haben zum erstenmal Segelflugzeuge im Serienbau hergestellt. Die Bauart der Maschinen stellt eine Verbesserung des Flugzeugs dar, welches am 15. August 1920 auf dem großen Feldberg (Schwarzwald) eine geschlossene Acht flog.

Es wird bei diesem Typ vor allem Erzielung einer möglichst hohen, inhärenten Stabilität angestrebt, welche auch bei den Versuchen in vollem Umfang selbst noch bei der Minimalgeschwindigkeit vorhanden war. Die Trägheitsmomente konnten gegenüber den vorhandenen Direktionskräften sehr klein gehalten werden.

Die Maschine ist im übrigen ein Eindecker mit Verspannung und gewöhnlichem Profil, jedoch mit großem Seitenverhältnis und geringer Flächenbelastung. Gleitzahl und Sink-



Abb. 1. Seitenansicht der Serienmaschine der Segelflugzeugwerke Baden-Baden.

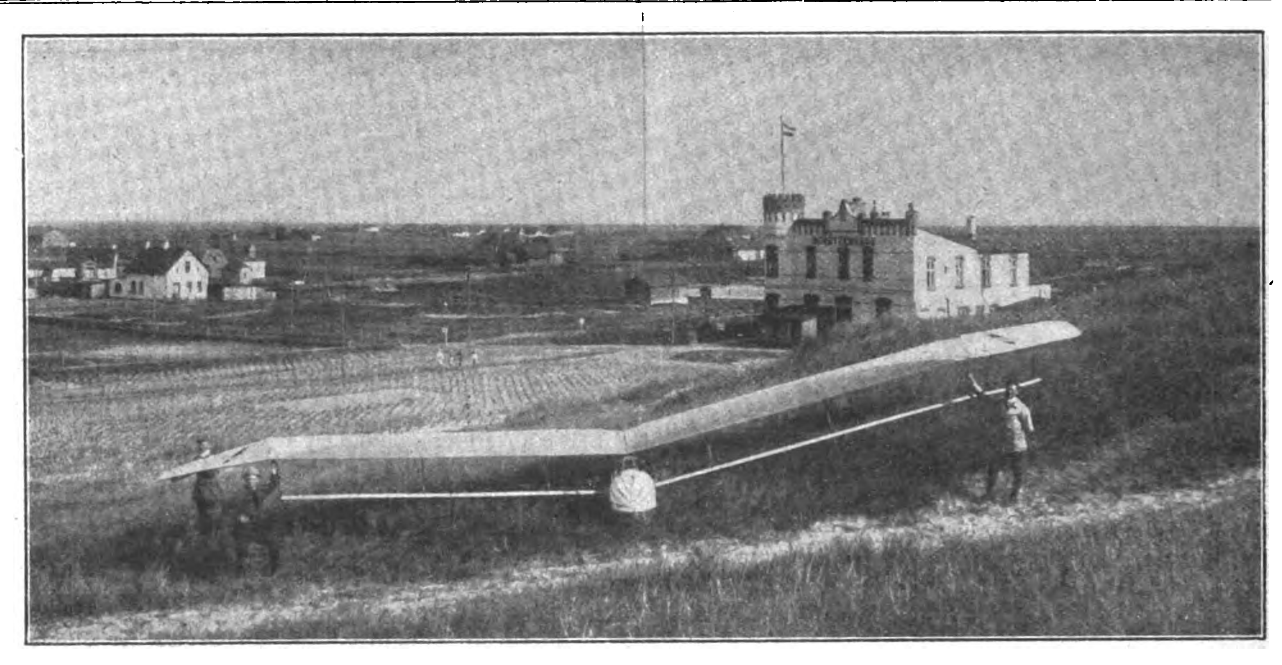


Abb. 2. Vorderansicht der Serienmaschine der Segelflugzeugwerke Baden-Baden.

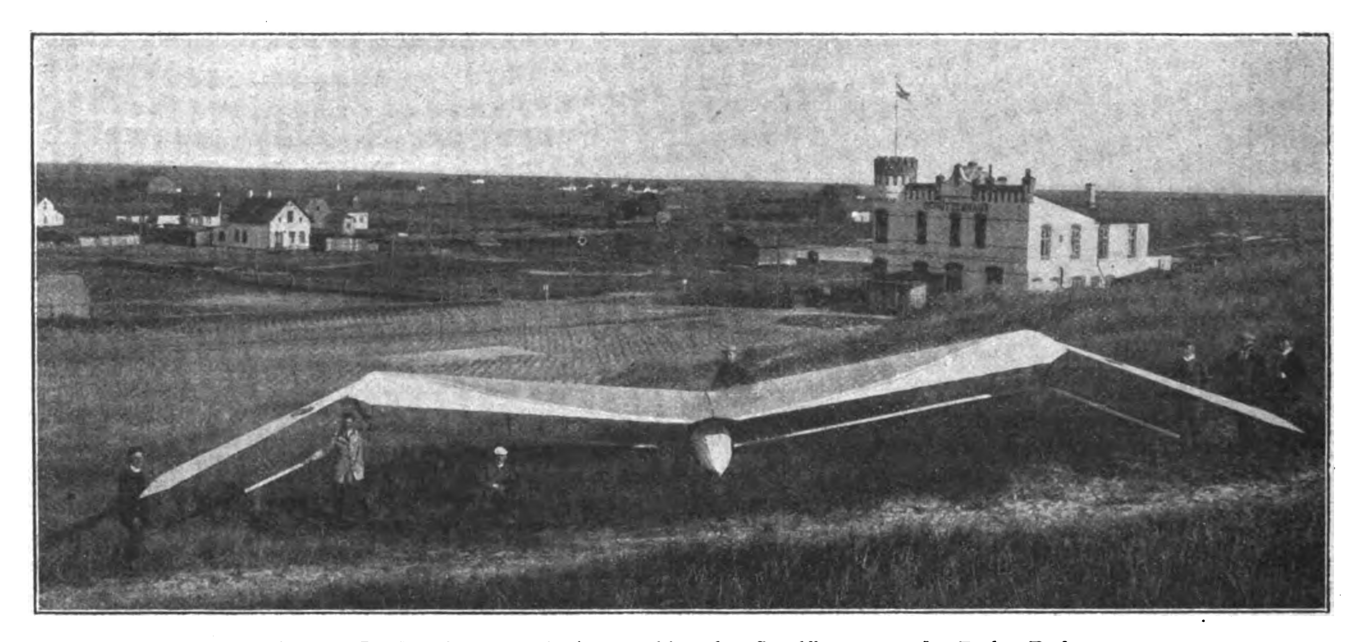


Abb. 3. Rückansicht der Serienmaschine der Segelflugzeugwerke Baden-Baden.

geschwindigkeit wurden dementsprechend trotz der Außenverspannung als sehr günstig festgestellt.

Über die Versuche, welche zum Teil mit zwei Maschinen auf der Insel Sylt durchgeführt wurden, soll demnächst berichtet werden.

Untersuchung der Querstabilität und Seitenstabilität auf graphischem Weg.

Von A. Baumann.

Die meisten Flugzeuge werden heutzutage unter Verzicht auf Querstabilität gebaut. Es sei denn, daß man die unter dem Einfluß der Tragflächendurchbiegung sich ergebende schwache V-Form als Andeutung einer querstabilen Form ansehen will. Dabei bleibt es dahingestellt, ob im Einzelfall der Erbauer diese Durchbiegung für seinen Entwurf in dieser Hinsicht mit in Rechnung gestellt hat, oder ob er sie als unvermeidliches und belangloses Ergebnis der äußeren Umstände hinnimmt.

Bei den Maschinen üblicher Bauart kann man auch unbedenklich auf Überlegungen in dieser Richtung verzichten, weil die Bewegungen, die das Flugzeug in der Querrichtung ausführt, infolge der starken Dämpfung und des großen Trägheitsmomentes der weit ausladenden Tragflächen bei normalem Flug notwendig langsam sind und dem Führer reichlich zum Eingreifen mit der Quersteuerung Zeit lassen.

Es kommt hinzu, daß eine Maschine, je stärker sie in der Querrichtung stabilisiert ist, um so mehr dazu neigt, unter dem Einfluß einer Störung vom Kurs abzuweichen, wodurch dann zwar die Quersteuerung erleichtert, die Kurssteuerung, die bei einem Zielflug oder Verkehrsflug schließlich das Ausschlaggebende ist, aber erschwert wird, sofern man die Querstabilität will sich auswirken lassen. Tut man das aber nicht, sondern greift bei jeder Störung der Querlage mit dem Steuer ein, so wird für den normalen Flug eben eine Querstabilität entbehrlich.

Jedoch in dem Fall kleiner Geschwindigkeiten und sehr großer Anstellwinkel der Tragfläche kann bekanntlich die Dämpfung derselben sehr zurücktreten, sofern ein Anstellwinkel erreicht ist, der nahe beim Größtwert des Flächenauftriebs liegt, womit größere Drehgeschwindigkeiten um die Längsachse eintreten können und dann auch zum mindesten auf der sich senkenden Tragflächenseite eine Betätigung der Verwindung mehr oder weniger wirkungslos wird. In einem solchen Fall wird eine querstabile Maschine einer anderen

gegenüber in etwas im Vorteil sein. Wenn zwar auch für sie die für die Berechnung der Querstabilität angenommenen Verhältnisse — Anwachsen des Auftriebs proportional dem Anstellwinkel — für die sich senkende Tragflächenseite nicht mehr gelten, denn das Maximum des Auftriebs ist erreicht oder überschritten, so liegen doch für die andere Tragflächenseite nach wie vor bei ihr günstigere Verhältnisse vor als bei einer Maschine, die nicht querstabil ist. Zudem wächst mit abnehmender Geschwindigkeit die Querstabilität einer querstabil gebauten Maschine, wie anderseits die Instabilität der unstabilen zunimmt.

Stellt man sich bei Betätigung des Segelflugs die Aufgabe, Luftwirbel, Böen, Schwankungen der Windgeschwindigkeit und Windrichtung, kurz die Unruhe des Windes für den Flug auszunutzen, sei es, daß man dadurch die Flugdauer vergrößern will, sei es, daß man an Höhe gewinnen will, um damit dann Flugzeit oder Flugstrecke zu vergrößern, so wird man um so besser zum Ziel kommen, je kleiner man bei noch genügender Beherrschung der Maschine durch die Steuer Geschwindigkeit und Flächenbelastung wählt, worin schon liegt, daß man normalerweise mit möglichst kleinem Anstellwinkel fliegen sollte. Die Verhältnisse bringen es dann aber mit sich, daß man sich unter Umständen, besonders bei kleiner Fluggeschwindigkeit, dem Fall nähert, besonders wenn Ehrgeiz oder Hartnäckigkeit im Spiel sind, der eben genannt wurde, wo Anstellwinkel auftreten, die beim Größtwert des Auftriebs liegen.

Für solche Segelflugzeuge könnte deshalb eine querstabile Ausbildung des Flugzeugs als nützlich in Betracht kommen. Es kommt hinzu, daß ein solches Flugzeug von Haus aus mehr als ein anderes das Bestreben hat, sich mit dem Kopf der jeweiligen Windrichtung entgegenzustellen und Böen nicht auszuweichen, sondern zu parieren, was, wenn nicht ein Zielflug beabsichtigt ist, durchaus im Sinn der angedeuteten Aufgabe liegen würde.

Nun sind die Bedingungen der Querstabilität schon ausführlich behandelt, zuerst von Reißner, sodann unter Berücksichtigung der dynamischen Einflüsse von Gehlen u. a. In allen diesen Fällen ist eine rein rechnerische Lösung der Aufgabe angestrebt, die, wie klar, sich nur durchführen läßt, wenn es sich um einfache geometrische Formen für die Tragfläche und der anderen in Betracht kommenden Flächen handelt. Es läßt sich aber, fußend auf den genannten Arbeiten, auch für mehr oder wenig beliebige Formen eine graphische Untersuchung anstellen, die m. E. den Vorzug größerer Anschaulichkeit des Ergebnisses hat. Das soll im folgenden gezeigt werden.

Dazu müssen kurz die Gedankengänge, die den Betrachtungen über Seiten- oder Kurs- und Querstabilität eines Flugzeugs, die ja nur im Zusammenhang miteinander untersucht werden können, ins Gedächtnis zurückgerufen werden.

Dabei kann man natürlich von vornherein grundsätzlich auf eine der Stabilitäten verzichten und die Bedingungen für die andere unabhängig von der ersteren nicht vorhandenen aufstellen.

Wenn man also z. B. auf Querstabilität verzichtet und annimmt, daß der Flugzeugführer in der Lage ist, ständig dafür zu sorgen, daß die Tragfläche in der Querrichtung horizontal liegt, so wird dann die Seitenstabilität gewahrt sein, wenn in dem Augenblick, wo die Maschine eine Drehung um ihre vertikale Achse ausführt, Momente auftreten, die eine Rückdrehung der Maschine in ihre ursprüngliche Lage anstreben. Zwar treten bei der Drehung der Maschine um die Vertikalachse sofort Momente auf, denn die Enden der Tragfläche rechts und links beschreiben Wege auf Kreisbogen in einer horizontalen Ebene (siehe Abb. 1) mit der Geschwindigkeit $\pm l\omega$, wenn ω die momentane Drehgeschwindigkeit ist, derart, daß diese Bewegung sich auf der einen Seite zu der Bewegung der Maschine in der Flugrichtung mit der Geschwindigkeit v addiert, auf der anderen Seite von dieser subtrahiert. Den größeren bzw. kleineren Geschwindigkeiten entsprechen zwei Momente, von denen das eine die eingeleitete Drehung der Maschine um die Vertikalachse zwar zu verhindern sucht, aber nur dämpfend wirkt, da es ja mit dem Aufhören der Drehbewegung selbst wieder verschwindet. Es kann also nicht zur Aufrechterhaltung der Seitenstabilität wirken.

Wenn also eine solche Drehung um die Vertikalachse willkürlich erfolgt, so muß, wenn eine Rückdrehung erfolgen soll, außer diesem zuletzt genannten Moment noch ein weiteres

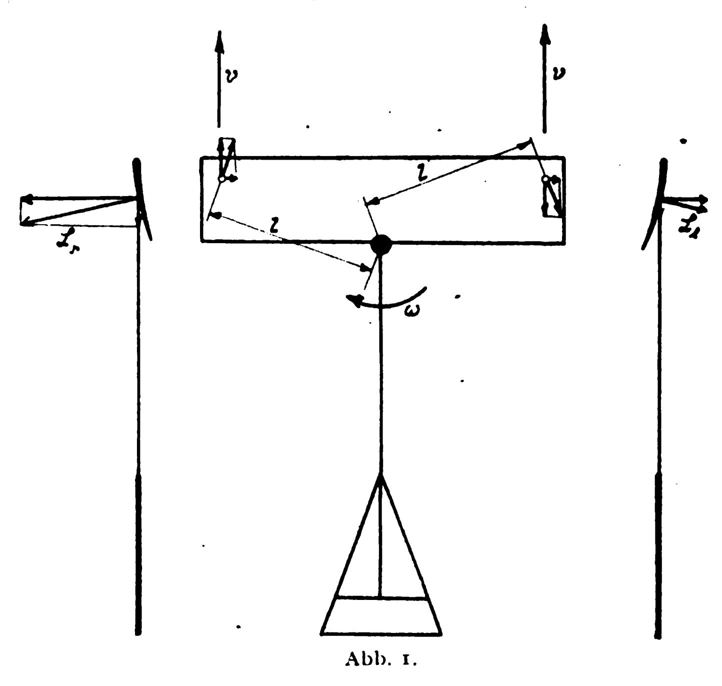


Abb. 1.

auftreten, das im Gegensatz zu diesem letzteren unabhängig von der Drehgeschwindigkeit ist und eine Rückdrehung herbeiführen kann.

Abb. 2 zeigt die Lage des Flugzeugs zur Bewegungsrichtung nach erfolgter Drehung. Sie ist dadurch charakterisiert, daß die Bewegungsrichtung die Symmetrieebene der Maschine schneidet. Die rückdrehende Kraft könnte an Hebelarmen angreifen, die vom Schwerpunkt entweder in

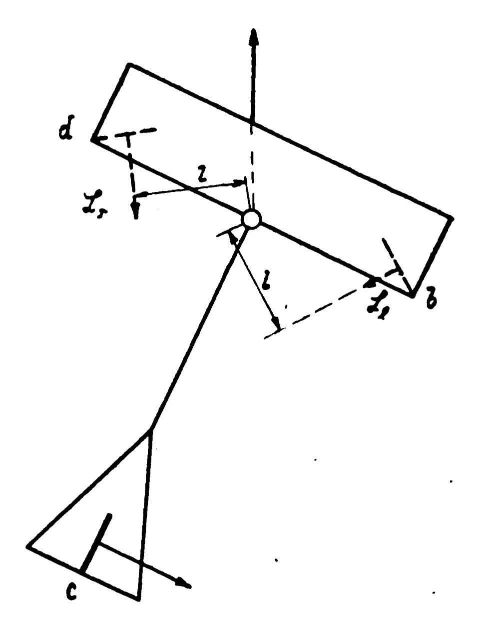


Abb. 2.

den Richtungen *d* oder *b* oder *c* liegen. Da die Lage der Maschine dadurch gekennzeichnet ist, daß die Bewegungsrichtung nicht in die Symmetrieebene fällt, so müssen die rückdrehenden Kräfte durch diese Lage der Maschine bedingt sein und verschwinden, wenn die ursprüngliche Lage, bei der die Bewegungsrichtung in die Richtung auf *c* fällt, erreicht ist. Das könnte dadurch bewirkt werden, daß senkrechte Flächen in *d*, *b* oder *c* angeordnet würden. Solche Flächen in *b* und *d* und ihre Wirkung sind punktiert angedeutet. Praktisch kommt nur die Anordnung der Fläche in *c* in Betracht.

Eine in Richtung c angebrachte Fläche wird beim Flug geradeaus so gut wie keinen Widerstand ergeben.

Es fragt sich, ob man nicht überhaupt ohne eine Hilfsfläche allein durch geeignete Formgebung der Tragfläche oder Höhensteuerfläche Seitenstabilität erreichen könnte. Wenn es gelingt, die Tragfläche so auszubilden, daß der in die Bewegungsrichtung fallende Luftwiderstand der Tragfläche bei schräger Vorwärtsbewegung auf der vorauseilenden Tragflächenseite größer, auf der nacheilenden kleiner wird, so wird damit ein rückdrehendes Moment entstehen und dadurch die Seitenstabilität gewahrt sein. Bei einer rechteckigen Tragfläche mit konstantem Profil wird eine solche Wirkung nicht zu erwarten sein, wohl aber, wenn das Profil in geeigneter Weise von außen nach innen verschieden ist.

Ist beispielsweise die Modellierung der Tragfläche derart, daß Wölbung und Anstellwinkel nach der Mitte zu zunehmen, so wird eine schräge Lage der Tragfläche zur Bewegungsrichtung zur Folge haben, daß die Luftkräfte und damit auch die Bewegungswiderstände auf der voreilenden Seite der Tragfläche größer, auf der nacheilenden kleiner werden als beim Flug geradeaus.

Wenn nämlich, wie in Abb. 3 angedeutet, die Tragfläche beispielsweise so gestaltet ist, daß die Tangente des Anstellwinkels in der Mitte $\frac{H}{b}$, an den äußeren Enden $\frac{h_1}{b}$ ist, während dazwischen entsprechende Abstufungen liegen, so wird, wenn sich die Maschine in Richtung des Pfeils bewegt, an der Kante bei A mit einem Anstellwinkel zu rechnen sein, dessen Tangente $\frac{h_2 \cos \beta}{b}$, während er an der Kante bei C diese Tangente $\frac{h_1 \cos \beta}{b}$ ist, wobei β der Winkel zwischen Flugrichtung und Maschinenachse ist. Nach dem Vorausgegangenen sollte aber h_1 kleiner als h_2 sein. Gleiches gilt für alle Tragflächenteile zwischen A und B bzw. D und C, während zwischen B und D ein Sonderfall vorliegt, der aber auf den Effekt belanglos ist, weil diese Partie sehr nahe am Schwerpunkt liegt. Da also die Anstellwinkel der Teile der Tragfläche, die vorauseilen, durchweg größer, der Teile, die nacheilen, durchweg kleiner sind, so

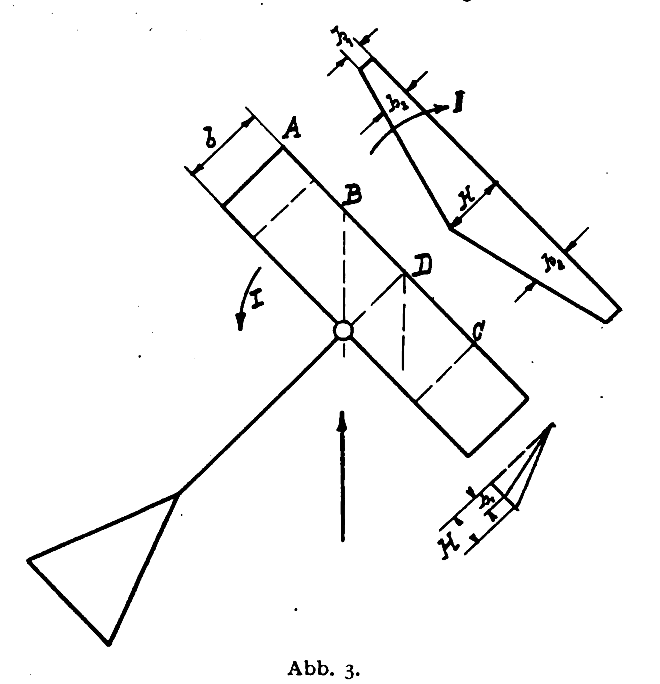


Abb. 3.

folgt, daß mehr oder weniger in gleichem Maß die Luftkräfte der voreilenden Tragflächenteile größer, die der nacheilenden kleiner sein müssen. Infolgedessen wird ein Moment in Richtung des Pfeiles I, herrührend vom Rücktrieb, auftreten müssen, gleichzeitig aber auch ein Moment in Richtung des Pfeiles II, herrührend von dem rechts und links ungleichen Auftrieb. Dieses zweite Moment müßte als vom Führer durch die Verwindung aufgehoben werden. Dabei wird aber dann rechts auch der Rücktrieb etwas größer, im allgemeinen aber um weniger als der Auftrieb, so daß dadurch also das Moment I abgeschwächt wird. Die beabsichtigte Wirkung tritt also ein, wenn auch schwächer. Günstiger wäre es, wenn die Tragflächenenden negativen Anstellwinkel, also Abtrieb statt Auftrieb hätten, denn dann müßte bei im übrigen gleichen Verhältnissen die Verwindung in entgegengesetztem Sinn betätigt werden, wenn die wagerechte Lage der Maschine gewahrt bleiben sollte, so daß das Moment I noch größer wird. Aber diese Anordnung bedingt wiederum zusätzliche, nicht tragende, sondern die Tragkraft der Maschine verringernde Widerstände als Folge der negativen Anstellwinkel.

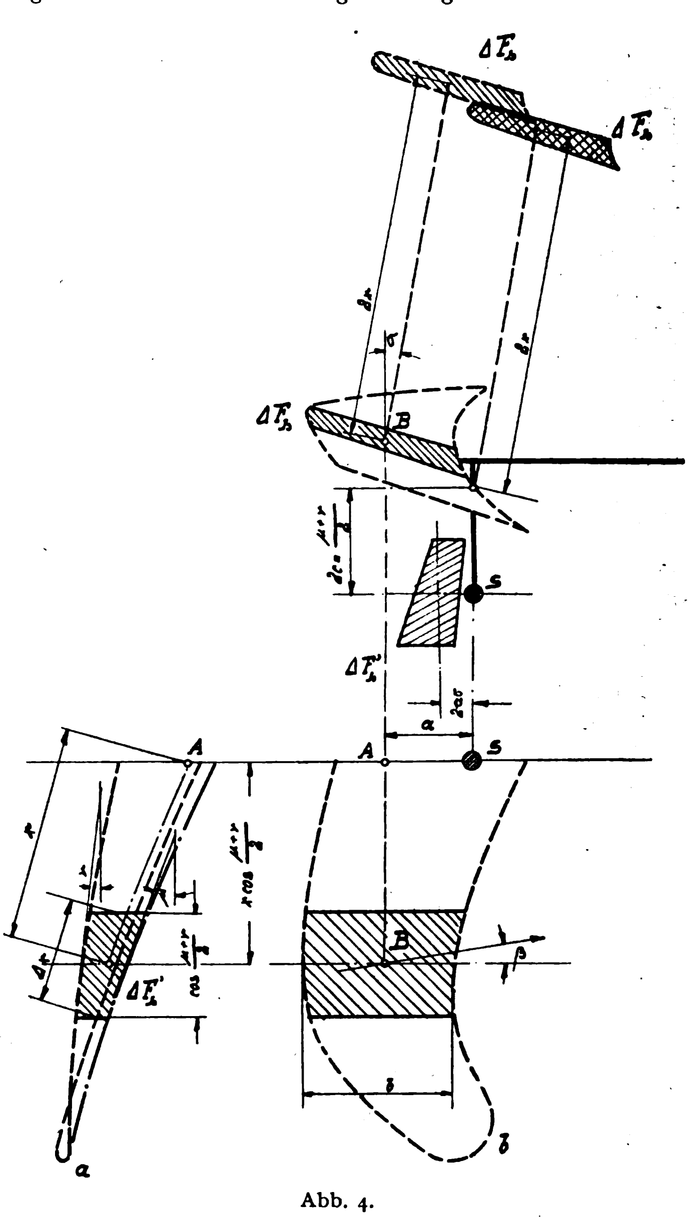


Abb. 4.

Die Seitenstabilität kann also durch geeignete Modellierung der Tragfläche in der Querrichtung gewahrt werden, wobei die rückdrehenden Kräfte dadurch zustande kommen, daß sich die Luftwiderstände in geeigneter Weise rechts und links ändern, wenn die Maschine aus dem Kurs kommt. Eine solche Modellierung kann in sehr verschiedener Weise erfolgen. Das Wesentliche einer solchen Modellierung wird durch folgende Überlegung klar werden.

In Abb. 4 ist aus einer im übrigen beliebigen Tragfläche ein Streifen von der Breite Δx herausgeschnitten. Der Anstellwinkel dieses Elements sei σ, wobei $\operatorname{tg} \sigma = \sim \sigma = \frac{h}{b}$, wo b Flächentiefe und h Anstellung. In der Ansicht von vorn entspreche die Neigung der Vorderkante des Streifens gegen die Horizontale dem Winkel ν, die der Hinterkante dem Winkel μ. Des Streifens Abstand von der Längsachse sei x. Die Größe des Flächenstreifens ist dann $\frac{b \cdot \Delta x}{2}$. Die bei normalem Flug auf ihn wirkende Luftkraft ΔL ist dann

$$\varDelta L = \varDelta x \cdot b \cdot (\sigma + \delta) K \frac{v^2 \gamma}{g},$$

wenn v die Geschwindigkeit, K ein Koeffizient ist und δ derjenige negative Anstellwinkel ist, bei dem der Auftrieb Null wird.

Bewegt sich das Flugzeug schräg zu seiner Längsachse vorwärts, so daß die Bewegungsrichtung mit dieser Achse den Winkel β einschließt, so ist der Einfallwinkel für die Luft nicht mehr $\sigma \sim \frac{h}{b}$, sondern $\sigma_1 \sim \frac{h_1}{b} \cos \beta$. Dabei ist, wie aus der Abb. 4 ohne weiteres hervorgeht,

$$h_1 = h + \frac{b}{2} \sin \beta \cdot \operatorname{tg} \mu + \frac{b}{2} \sin \beta \cdot \operatorname{tg} \nu.$$

Ebenso würde sich für ein Tragflächenelement, das zu dem gezeichneten symmetrisch auf der andern Seite der Symmetrie- bzw. Längsachse läge, ergeben

$$h_1 = h - \frac{b}{2} \sin \beta \operatorname{tg} \mu - \frac{b}{2} \sin \beta \cdot \operatorname{tg} \nu.$$

Damit wäre also

$$\sigma_1 = \sigma \pm \frac{\sin \beta \cdot \operatorname{tg} \mu}{2} \pm \frac{\sin \beta \cdot \operatorname{tg} \nu}{2}.$$

Die Luftkraft, die auf das Flächenelement geäußert, ist demnach, wenn die Bewegung unter dem Winkel β erfolgt:

$$\varDelta L_1 = \varDelta x \cdot b \left(\sigma + \delta \pm \frac{\sin \beta \cdot \operatorname{tg} \mu}{2} \pm \frac{\sin \beta \operatorname{tg} \nu}{2}\right) K \cdot \frac{v^2 \gamma}{g},$$

wobei das +-Zeichen für die linke, das —-Zeichen für die rechte Tragflächenseite gilt. Diese Kraft hat zunächst eine Horizontal- und eine Vertikalprojektion. Die Horizontalprojektion ist (angenommen die Luftkraft steht senkrecht zur Tragflächensehne)

$$\varDelta H_1 = \varDelta L_1 \sin \sigma \sim \varDelta L_1 \cdot \sigma,$$

die Vertikalkraft auf der Tragfläche

$$\varDelta V_1 = \varDelta L_1 \cdot \cos \sigma = \varDelta L_1.$$

Diese Kräfte üben Drehmomente auf die Maschine aus. Das Drehmoment, herrührend von der Horizontalkomponente, also das Drehmoment um die Vertikalachse der Maschine, ist

$$\varDelta M_h = \varDelta H_1 \cdot x \cdot \cos \beta \cdot \cos \frac{\mu + \nu}{2},$$

wenn man annimmt, daß die Vertikalachse durch A geht. Das Drehmoment um die Längsachse hingegen ist, wenn diese gleichfalls durch A ginge,

$$\varDelta M_v = \varDelta V_1 \cdot x.$$

Dabei wirken sich die Momente jeweils von rechts und links entgegen, sind aber entsprechend der verschiedenen Größe von $\varDelta V$ bzw. $\varDelta H$ rechts und links verschieden groß, so daß man mit Einsetzung der Werte von $\varDelta V_1$ und $\varDelta H_1$ bzw. $\varDelta L_1$ erhält

$$\varDelta M_h = 2 \varDelta x \cdot b \cdot \sin \beta \left(\frac{\operatorname{tg} \mu}{2} + \frac{\operatorname{tg} \nu}{2}\right) \sin \sigma \cdot x \cdot \cos \beta \cos \frac{\mu + \nu}{2} K \frac{v^2 \gamma}{g}$$

$$\varDelta M_v = 2 \varDelta x \cdot b \cdot \sin \beta \left(\frac{\operatorname{tg} \mu}{2} + \frac{\operatorname{tg} \nu}{2}\right) \cdot x \cdot \frac{K \cdot v^2 \gamma}{g}.$$

Unter der Annahme, daß β, μ und ν so klein sind, daß ohne großen Fehler gesetzt werden kann $\sin \mu = \operatorname{tg} \mu = \mu$; $\cos \mu = 1$ und ebenso $\sin \nu = \operatorname{tg} \nu = \nu$; $\cos \nu = 1$; $\sin \beta = \beta$; $\cos \beta = 1$ erhält man

$$\varDelta M_h = 2 \varDelta x \cdot b \cdot \beta \frac{\mu + \nu}{2} \cdot \sin \sigma \cdot x \cdot K \frac{v^2 \gamma}{g}$$

und

$$\varDelta M_v = 2 \varDelta x \cdot b \cdot \beta \frac{\mu + \nu}{2} \cdot x \cdot K \frac{v^2 \gamma}{g}.$$

Nun ist $\varDelta x \cdot \frac{\mu + \nu}{2}$ die mittlere Breite des Streifens $\varDelta x$ in der Seitenprojektion, so daß $b \cdot \varDelta x \frac{\mu + \nu}{2}$ die Seitenprojektion $\varDelta F_h$ des Flächenelements darstellt, die in Abb. 4 schraffiert gezeichnet ist. Dementsprechend kann man auch schreiben mit $\cos \beta = 1$

$$\varDelta M_h = 2 \varDelta F_h \cdot \beta \sin \sigma \cdot x \frac{K v^2 \gamma}{g}$$

und

$$\varDelta M_v = 2 \varDelta F_h \cdot \beta \cdot x \cdot \frac{K \cdot v^2 \gamma}{g}.$$

In diesen Ausdrücken stellt $2 \varDelta F_h \cdot \beta \frac{K v^2 \gamma}{g}$ diejenige Kraft dar, die auf eine ebene Fläche von der Größe $2 \varDelta F_h$ wirkt, wenn sie unter dem Winkel β gegen die Luft steht und mit der Geschwindigkeit v vorwärts bewegt wird. Das errechnete Moment $\varDelta M_h$ ist also dasselbe wie das von einer Fläche $2 \varDelta F$ in bezug auf Punkt A geäußerte Moment, wenn diese Fläche um die Strecke $x \cdot \sin \sigma$ hinter dem Punkt A angeordnet wäre. Dieselbe Fläche, über dem Punkt A in der Höhe x angeordnet, würde dann das Moment $\varDelta M_v$ ergeben.

Die Wirkung zweier symmetrischer Flächenelemente einer beliebig geformten Tragfläche ist unter der Voraussetzung, daß der Schwerpunkt der Maschine in Höhe der Flächenelemente auf der Symmetrieachse und auf der Verbindungslinie der Druckmittelpunkte beider Elemente liegt, bezüglich der Drehmomente um Längs- und Vertikalachse der Maschine bei schräger Vorwärtsbewegung der Maschine dieselbe wie die Wirkung einer vertikalen, der Maschinenlängsachse parallelen Fläche vom Inhalt der Seitenprojektion eines solchen Flächenelements, die über und hinter dem Maschinenschwerpunkt angebracht ist, und deren Abstand vom Schwerpunkt in vertikaler Richtung dem Abstand beider Flächenelemente voneinander gleich ist, und deren horizontale Entfernung vom Schwerpunkt gleich dem Produkt derselben Strecke mit dem Sinus des Anstellwinkels des Flächenelements ist.

Es wäre noch festzustellen, wie die Verhältnisse liegen, wenn die Lage des Schwerpunkts der Maschine gegenüber den Flächenelementen eine andere ist. Liegt der Schwerpunkt um die Strecke a hinter und um c unter A, so ändern sich in den vorher angeschriebenen Gleichungen zwar nicht die Luftkräfte, wohl aber die Hebelarme, an denen sie wirken. Es tritt in der Gleichung für $\varDelta M_h$ an Stelle von $x \cos \beta$ der Ausdruck $x \cos \beta \mp a \sin \beta = \sim x \mp a\beta$ und in der Gleichung für $\varDelta M_v$ an Stelle von x der Ausdruck

$$x + c \sin \frac{\mu + \nu}{2} = \sim x + c \frac{\mu + \nu}{2}.$$

Damit erhält man für $\varDelta M_h$ den Ausdruck:

$$\varDelta M_h = 2 \varDelta x \cdot b \cdot \beta \cdot \frac{\mu + \nu}{2} \sin \sigma \cdot x \cdot K \frac{v^2 \gamma}{g} - 2 \varDelta x \cdot b \cdot \beta (\sigma - \sigma_1) \sin \sigma a \cdot K \frac{v^2 \gamma}{g}$$

und

$$\varDelta M_v = 2 \varDelta x \cdot b \cdot \beta \cdot \frac{\mu + \nu}{2} \cdot x \cdot K \frac{v^2 \gamma}{g} + 2 \varDelta x \cdot b \cdot \beta \frac{\mu + \nu}{2} \cdot \frac{\mu + \nu}{2} \cdot c \cdot K \frac{v^2 \gamma}{g}.$$

Dabei sind die ersten Glieder von $\varDelta M_h$ und $\varDelta M_v$ dieselben wie zuvor, während das zweite Glied von $\varDelta M_h$ die Projektionsfläche $\varDelta F_h'$ des Flächenelements von vorn darstellt, wenn es unter einem um σ_1 kleineren Anstellwinkel steht, die als vertikal stehende, in der Längsachse des Flugzeugs an einem Hebelarm von der Länge $2 a \sin \sigma$ vor dem Schwerpunkt liegende Fläche wirkt[1]). Das zweite Glied von $\varDelta M_v$ bewirkt dagegen, daß der Hebelarm der Fläche $\varDelta x \cdot b \cdot \frac{\mu + \nu}{2}$ um $2c \frac{\mu + \nu}{2}$ vergrößert ist. Dabei ist der Punkt, auf den die Kräfte, Momente und Hebelarme zu beziehen sind, der Schwerpunkt.

Abb. 4 veranschaulicht dieses Ergebnis. Bild a stellt das eine der zwei symmetrischen Flächenelemente in Flugstellung, d. h. unter dem Anstellwinkel σ von vorn dar. Der Umriß des beliebigen Flügels, zu dem dieses Element gehört, ist punktiert gezeichnet. Die strichpunktierte Linie bezeichnet die Lage der Hinterkante für den Anstellwinkel $\sigma - \sigma_1$ statt σ, so daß $\varDelta F_h'$ gleich der schraffierten Fläche ist. Der Punkt A ist der Punkt, auf den die Drehmomente bezogen waren, er liegt demnach in der Symmetrieebene, der senkrechten Ebene durch die Druckmittelpunkte beider symmetrischer Flächen-

[1]) Damit ist diese Hilfsfläche für jeden Winkel β verschieden. Durch Einführung dieser Fläche wird also keine allgemeine Lösung erzielt. Man erkennt aber auch, daß in allen praktischen Fällen die Fläche und ihr Hebelarm vernachlässigbar klein sind.

elemente und auf den Geraden in dieser Ebene, die unter der mittleren Neigung der Elemente $\frac{\mu + \nu}{2}$ gegen die Symmetrieebene gezogen sind. In Bild b ist der Grundriß der Tragfläche, sowie des Flächenelements ΔF, die Lage des Punktes A im Grundriß und die Lage des Schwerpunkts S der ganzen Maschine angegeben. Wiederum ist punktiert der Umriß des beliebigen Flügels, dem ΔF angehören könnte, angedeutet. Schließlich zeigt die Seitenansicht die Seitenprojektion des Flächenelements ΔF_h sowie punktiert die Seitenansicht des ganzen Flügels, die Lage des Schwerpunktes S. Der Schwerpunkt S liegt also um a hinter und um c unter dem Punkt A. Wären entsprechend der ersten Untersuchung die Momente auf den Punkt A zu beziehen, so würden sie den Momenten entsprechen, die Fläche ΔF_h in der punktiert gezeichneten Stellung der Seitenansicht erzeugt, wobei ΔF_h um $2x$ von A absteht und die Linie $2x$ um σ gegen die Vertikale geneigt ist. Sind jedoch die Momente auf den Schwerpunkt S zu beziehen, so muß die Linie von der Größe $2x$ mit der Neigung σ in dem Punkt ansetzen, der um $2c\frac{\mu + v}{2}$ senkrecht über S liegt, während in Höhe des Schwerpunktes im Abstand $2a\sigma$ nach vorn noch die Fläche $\Delta F_h'$ anzubringen ist. Man erhält so die in Seitenansicht schraffiert gezeichneten Flächen als zusammenwirkend, wobei das Flächenelement selbst nur noch Auftrieb und Rücktrieb beim Flug erzeugen würde, während die Momente, die das Element bei schrägem Flug erzeugt, dieselben sind wie die Momente, die von den hinzugezeichneten Hilfsflächen ΔF_h und $\Delta F_h'$ erzeugt werden.

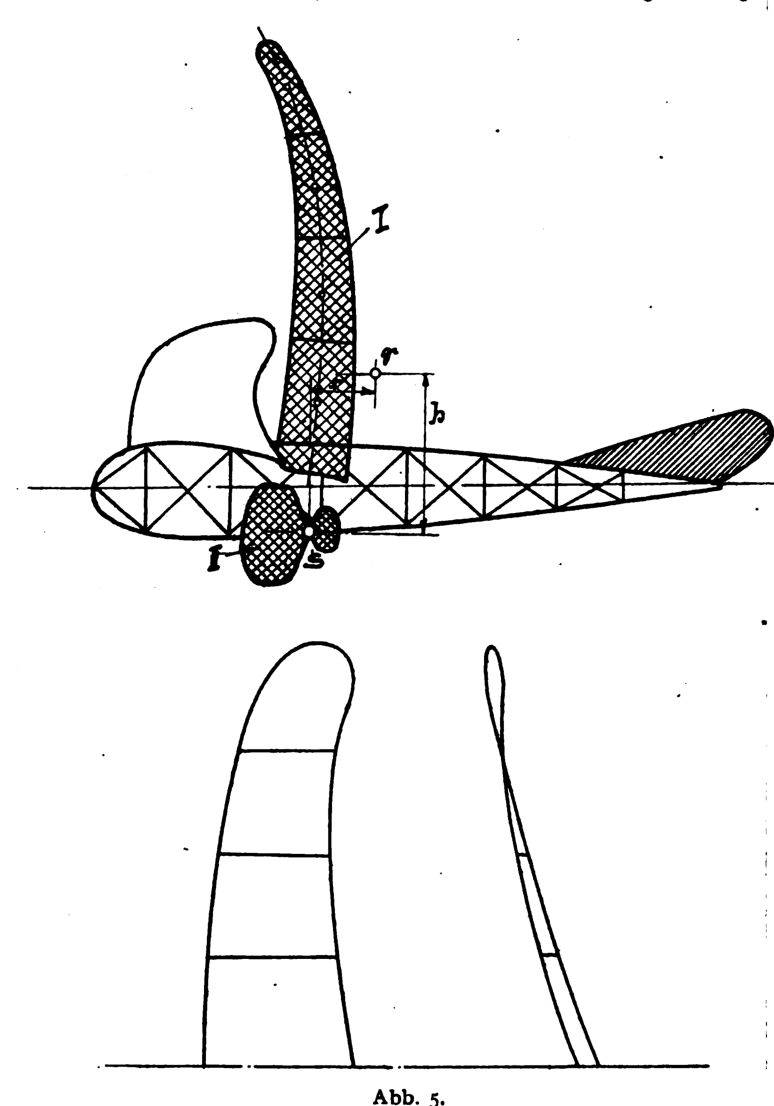


Abb. 5.

Es bedarf keiner weiteren Erklärung, daß, was für zwei einzelne symmetrische Flächenelemente gilt, sinngemäß auch für die Summe einer entsprechenden Zahl von Elementen und damit für den ganzen Flügel gilt, wenn man die Elemente der Hilfsflächen aneinander reiht.

Besitzt dann die Maschine noch Hilfsflächen, die vertikal in der Flugrichtung stehen, wie z. B. ein Seitensteuer, Schwimmer, eine Rumpfverkleidung usw., so ergibt sich ein Bild entsprechend Abb. 5, wo ein Flugzeug samt Seitensteuer gezeichnet ist. Man erhält die doppelt schraffierten, für die Wirkung der Tragflächen substituierten, vertikalen Flächen und die einfach schraffierten, wirklich vorhandenen, dabei sind die wirklich vorhandenen in dem Verhältnis $\frac{k}{K}$ reduziert, wobei k den Widerstandskoeffizienten der einzelnen vorhandenen, K den Koeffizienten der Tragfläche entsprechend der Beziehung $L = F\frac{\gamma}{g}v^2K(\sigma + \delta)$ darstellt. Der Schwerpunkt der Maschine selbst liegt dabei in S, der Schwerpunkt der vertikalen Flächen der wirklich vorhandenen und der substituierten liegt in $\mathfrak{S}$. Dabei liegt $\mathfrak{S}$ um h Meter über und r Meter hinter S. Dann ergibt sich

$$\Sigma M_h = M_h = K\frac{v^2\gamma}{g}\beta r \Sigma F = K\frac{v^2\gamma}{g}r\beta\Phi = m_h'\cdot\beta \text{ und}$$

$$\Sigma M_v = M_v = K\frac{v^2\gamma}{g}h\beta\Sigma F = K\frac{v^2\gamma}{g}h\beta\Phi = m_v'\cdot\beta,$$

wenn Φ den Flächeninhalt sämtlicher Flächen darstellt. In Abb. 5 ist die Fläche I und ebenso die Fläche II dadurch erhalten, daß man für eine Reihe von Flächenelementen, wie zuvor für ein einzelnes Element dargetan, die zu substituierenden Flächen nach Größe und Lage bestimmt hat und sie dann in ihren Umrissen so umgeformt hat, daß sie sich aneinander anschlossen, was unschwer schnell ausgeführt werden kann.

Es muß noch gesagt werden, welcher Unterschied eintritt, wenn die Fläche so gestaltet ist, daß in der Seitenprojektion (von der Flügelspitze auf den Rumpf zu) die Flügeloberfläche statt der Unterfläche in Ansicht erscheint. Das würde z. B. der Fall sein, wenn eine Maschine V-Form nach unten aufweist. Erscheint in Seitenansicht die Oberseite der Tragfläche bei positivem Anstellwinkel, so ist die Hilfsfläche um die Strecke $2x$ nach unten um σ nach hinten geneigt aufzutragen. Erscheint die Unterseite bei positivem Anstellwinkel, so ist sie nach oben anzutragen, um σ nach hinten geneigt. Erscheint die Oberseite bei negativem Anstellwinkel, so ist sie nach oben vorn anzutragen. Zeigt sich die Unterseite mit negativem Anstellwinkel, so ist die Hilfsfläche nach unten vorn anzutragen. Im Gegensatz dazu ist für die Lage der Hilfsfläche $\Delta F_h'$ nur das Vorzeichen von σ und a maßgebend. Bei positivem oder negativem Vorzeichen für a und σ liegt die Fläche vor, bei negativem von a oder σ hinter dem Schwerpunkt.

Im vorliegenden Zusammenhang kam es eigentlich nur darauf an, zu zeigen, daß unter gewissen Voraussetzungen eine zweckmäßig modellierte Tragfläche auch ohne Hinzufügung einer hinter dem Schwerpunkt liegenden Vertikalfläche Seitenstabilität besitzt, d. h. den Kurs hält.

Die vorausgegangenen Überlegungen haben aber gezeigt, daß die substituierte Hilfsfläche nicht nur hinter, sondern auch über bzw. unter dem Schwerpunkt liegt, und daß, was damit zusammenhängt, zu den Momenten um die Vertikalachse solche um die Längsachse hinzukommen, worin es begründet ist, daß streng genommen die Seitenstabilität ebensowenig getrennt von der Querstabilität untersucht werden kann, wie die Untersuchung der Querstabilität ohne Rücksicht auf die Bewegungen um die Vertikalachse durchführbar ist.

Neigt sich die eine Seite des Flugzeugs um die Längsachse, so liegt die Tragfläche nicht mehr horizontal, die auf ihr senkrecht stehende Luftkraft zerlegt sich demnach in drei Komponenten, den Auftrieb, den Rücktrieb und in eine quer zur Bewegungswirkung stehende Kraft, die nach der hängenden Seite der Tragfläche weist und eine seitliche Verschiebung des Flugzeugs anstrebt. Gleichzeitig treten eine Reihe von Drehmomenten an der Maschine auf, die eine Lagenänderung der Maschine in bezug auf ihre Achsen anstreben.

In welcher Beziehung diese auftretenden Drehmomente statisch zueinander stehen müssen, um Querstabilität zu gewährleisten, ist von Reißner festgestellt. Danach führen folgende Erwägungen zum Ziel.

Es werde angenommen, entsprechend dem zuvor Gesagten, daß bei einer Maschine eine Tragflächenseite hängt und daß als Folge dieses Umstands die Maschine erstens um den Winkel β vom Kurs abweicht und zweitens eine Drehung um ihre Vertikalachse ausführt, so daß sie sich also auf einer Kurve bewegt, die Längsachse aber mit der momentanen Bewegungsrichtung den Winkel β bildet, wie das Abb. 6 dar-

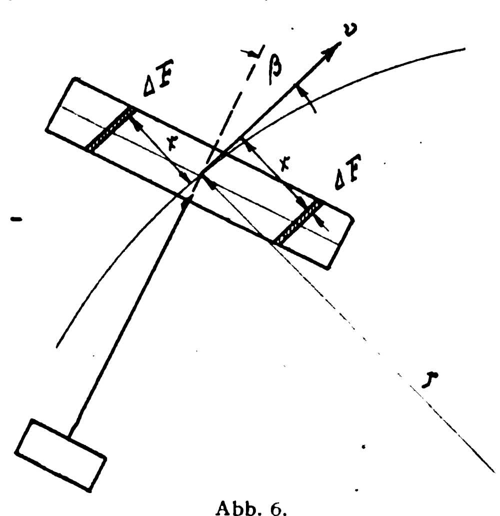


Abb. 6.

stellt. Um die Längsachse der Maschine wird dann ein Drehmoment M_v auftreten, das sich aus zwei Teilen zusammensetzt, erstens aus dem Drehmoment M_v', das infolge der Schrägstellung der Maschine um den Winkel β entsteht, und zweitens aus dem Drehmoment M_v'', das durch die Kurvenfahrt zustande kommt, weil die außenliegende Tragflächenseite voreilt. Es ist demnach

$$M_v = M_v' + M_v''.$$

Dabei wird entsprechend den vorausgegangenen Darlegungen M_v' proportional β sein, so daß auch geschrieben werden kann

$$M_v' = m_v' \cdot \beta.$$

Infolge der Fahrt auf der Kurve ist die Geschwindigkeit eines Flächenelements außen im Abstand x vom Schwerpunkt $(r + x)\,\omega$, worin ω die Winkelgeschwindigkeit $= \frac{v}{r}$ ist und v die Geschwindigkeit des Schwerpunkts, die Geschwindigkeit eines Flächenelements innen $(r - x)\,\omega$. Der Auftrieb ist demnach für das außen liegende Element proportional $(r + x)^2\,\omega^2$, für das innen liegende $(r - x)^2\,\omega^2$. Das aus diesen verschieden großen Auftrieben resultierende Drehmoment ist demnach proportional $(x(r + x)^2 - (r - x)^2 x)\,\omega^2$. Setzt man für ω den Ausdruck $\frac{v}{r}$, so ergibt sich das Drehmoment proportional $\frac{1}{r}$, so daß man setzen kann

$$M_v'' = m_v'' \cdot \frac{1}{r}.$$

Damit ergibt sich

$$M_v = m_v' \cdot \beta + m_v'' \cdot \frac{1}{r}.$$

Analog ergibt sich für die Drehmomente um die Vertikalachse

$$M_h = m_h' \cdot \beta + m_h'' \cdot \frac{1}{r}.$$

Im Beharrungszustand bzw. beim Flug geradeaus muß $M_h = o$ sein, so daß

$$0 = m_h' \cdot \beta + m_h'' \cdot \frac{1}{r} \text{ wird.}$$

Danach kann man schreiben

$$\frac{1}{r} = -\frac{m_h'}{m_h''}\,\beta.$$

Setzt man diesen Ausdruck in die Gleichung für M_v ein, so wird

$$M_v = m_v' \cdot \beta - \frac{m_h'}{m_h''} \cdot m_v'' \cdot \beta$$
$$= \frac{\beta}{m_h''}\,(m_v' \cdot m_h'' - m_h' \cdot m_v'').$$

Soll die Maschine querstabil sein, so muß M_v so gerichtet sein, daß die hängende Tragflächenseite gehoben wird. Dieser Drehsinn gelte als positiv. Daraus folgt dann ohne weiteres, daß

$$0 < \frac{\beta}{m_h''}\,(m_v' \cdot m_h'' - m_h' \cdot m_v''),$$

oder, da diese Bedingung für beliebige Winkel erfüllt sein muß,

$$0 < \frac{m_v' \cdot m_h'' - m_h' \cdot m_v''}{m_h''}.$$

Die Größen $\beta \cdot m_v'$ und $\beta \cdot m_h'$ sind im vorigen schon ermittelt und auch gezeigt, wie für eine beliebig geformte Tragfläche diese Größen unter Berücksichtigung aller vorhandenen Vertikalleitflächen gefunden werden können. Die Größen m_v'' und m_h'' wären noch zu bestimmen, d. h. diejenigen Momente, die durch Bewegung des Flugzeugs auf einer gekrümmten Bahn entstehen.

Betrachtet man, wie im vorigen, zwei symmetrisch zur Längsachse liegende Flächenelemente ΔF, deren Abstand voneinander $2x$ ist, so ist die Geschwindigkeit des außen liegenden Flächenelements, wie schon ausgeführt, wenn der Bahnradius r ist und die Geschwindigkeit des Schwerpunkts v $v\left(1 + \frac{x}{r}\right)$, die des innen liegenden $v\left(1 - \frac{x}{r}\right)$. Die Luftkraft auf jedes Flächenelement ist demnach

$$\Delta L = \Delta F\left(1 \pm \frac{x}{r}\right)^2 \cdot v^2 \cdot K\,\frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta),$$

wenn der Anstellwinkel σ ist. Bei beliebig geformter Tragfläche zerlegt sich diese Kraft in eine auf der Tragfläche senkrecht stehende Kraft und eine in die Bewegungsrichtung fallende Horizontalkraft. Setzt man dabei in Annäherung $\cos\sigma = 1$, so ist die auf der Flugrichtung senkrecht stehende Kraft

$$\Delta V = \Delta F\left(1 \pm \frac{x}{r}\right)^2 \cdot v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta)$$

und die Horizontalkraft

$$\Delta H = \Delta F\left(1 \pm \frac{x}{r}\right)^2 \cdot v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta)\sin\sigma.$$

Dabei wirkt V, wenn der Schwerpunkt von dem Flächenelement den Abstand y hat, rechts und links an gleichem Hebelarm als Folge der Symmetrie der Maschine zur Längsachse, so daß das auftretende Moment um die Längsachse $\Delta M_v''$ sich als Differenz der Kräfte ΔV von rechts und links wirkend am Hebelarm y ergibt. Demnach ist:

$$\Delta M_v'' = y \cdot \Delta F\,v^2 K \cdot \frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta)\left[\left(1 + \frac{x}{r}\right)^2 - \left(1 - \frac{x}{r}\right)^2\right]$$
$$= 2\,y\,\Delta F\,v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta)\,\frac{x}{r};$$

für das Moment $\Delta M_h''$ erhält man ganz ebenso

$$\Delta M_h'' = 2\,x\,\Delta F \cdot v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta)\,\frac{x}{r} \cdot \sigma.$$

Damit ist

$$\Delta m_v'' = 2\,y\,x \cdot \Delta F \cdot v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta)$$

und

$$\Delta m_h'' = 2\,x^2\,\Delta F \cdot v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,(\sigma + \delta)\,\sigma.$$

Es wäre dann

$$m_v'' = 2\,v^2 K \cdot \frac{\gamma}{g}\,\Sigma\,(\sigma + \delta)\,x \cdot y\,\Delta F)$$

und

$$m_h'' = \cdot\,2\,v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,\Sigma\,(\sigma + \delta)\,\sigma \cdot x^2\,\Delta F$$
$$= 2\,v^2 K\,\frac{\gamma}{g}\,T_{(\sigma + \delta)\,\sigma}.$$

Dabei stellt $\Sigma\,(x^2 \Delta F)$, wie aus der Bedeutung der Zeichen hervorgeht, wenn σ konstant ist, das geometrische Trägheitsmoment des Grundrisses der Tragfläche bezogen auf die Längsachse dar. Ist σ mit x veränderlich, so kann man für $(\sigma + \delta)\,\sigma \cdot \Delta F$ schreiben: $\Delta F_{\sigma\,(\sigma+\delta)}$, wobei $\Delta F_{\sigma\,(\sigma+\delta)}$ den reduzierten Grundriß des Flächenelements darstellen würde, dessen Konstruktion gezeigt werden wird, und es stellt dann $\Sigma \Delta F_{\sigma\,(\sigma+\delta)}\, x^2$ wiederum das Trägheitsmoment $T_{\sigma\,(\sigma+\delta)}$ dieses reduzierten Grundrisses dar.

Nicht ganz so einfach ist m_v'' zu deuten. Zunächst ist, wenn man wie früher mit $\frac{\mu+\nu}{2}$ die mittlere Neigung des Flächenelements gegen die Symmetrieachse bezeichnet und der Schwerpunkt um c unter der Schnittlinie der Tragflächen liegt,

$$y = \frac{x}{\cos\frac{\mu+\nu}{2}} + c \sin \frac{\mu+\nu}{2};$$

für nicht sehr große Werte von μ und ν wird man hierfür wie früher setzen können

$$y = x + c\,\frac{\mu+\nu}{2},$$

so daß man für m_v'' erhält:

$$m_v'' = 2\,v^2 \frac{\gamma}{g} K\Big(\Sigma\, x^2 \cdot (\sigma+\delta)\,\Delta F + \Sigma\, c\, x\, \frac{\mu+\nu}{2} \cdot (\sigma+\delta)\,\Delta F\Big).$$

Der erste Teil des Klammerausdrucks stellt dann das geometrische Trägheitsmoment $T_{(\sigma+\delta)}$ der unter dem Winkel $(\sigma + \delta)$ erfolgten Projektion der Tragfläche dar. Der zweite Teil des Klammerausdrucks T müßte im Einzelfall durch punktweise Berechnung ermittelt werden. Von ganz ungewöhnlichen Konstruktionen abgesehen, wird aber dieser Ausdruck vernachlässigbar klein sein.

Setzt man diese Bezeichnungen ein, so erhält man

$$m_v'' = 2\,v^2 \frac{\gamma}{g} K\,(T_{\sigma+\delta} + T).$$

Es ist bis jetzt nur die Wirkung der Tragflächen selbst untersucht. Zu ihr kommt noch die Wirkung sonstiger vertikaler Flächen hinzu. Befindet sich eine Fläche f um die Strecke x hinter und die Strecke y über dem Maschinenschwerpunkt, z. B. das Seitensteuer, so übt diese Fläche bei Drehung mit einer gewissen Winkelgeschwindigkeit das Moment

$$m_v'' = v^2 k \frac{\gamma}{g} \cdot f x \cdot y = v^2 K \frac{\gamma}{g} \cdot t'$$

und das Moment

$$m_h'' = v^2 k \frac{\gamma}{g} f x^2 = v^2 K \frac{\gamma}{g}\, t_1$$

aus, wenn k der Widerstandskoeffizient der Fläche ist.

Man erhält so für die ganze Maschine:

$$m_v'' = 2\,v^2 \frac{\gamma}{g} K\,(T_{\sigma+\delta} + T) + v^2 k \frac{\gamma}{g} t' = v^2 \frac{\gamma}{g} K\Big(2\,T_{\sigma+\delta} + 2\,T + \frac{k}{K} t'\Big)$$

und $$m_h'' = v^2 \frac{\gamma}{g} K\Big(2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1\Big).$$

Setzt man diese Beziehungen in die Gleichung der Stabilitätsbedingung ein, so erhält man

$$0 < \frac{K\frac{v^2\gamma}{g} h\Phi \cdot K v^2 \frac{\gamma}{g}\Big(2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1\Big) - K\frac{v^2\gamma}{g} r\,\Phi\Big(2\,T_{\sigma+\delta} + 2\,T + \frac{k}{K} t'\Big)}{K\frac{v^2\gamma}{g}\Big(2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1\Big)}$$

oder

$$0 < \frac{h\Phi\Big(2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1\Big) - r\,\Phi\Big(2\,T_{\sigma+\delta} + 2\,T + \frac{k}{K} t'\Big)}{2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1}$$

oder

$$0 < h - r\,\frac{2\,T_{\sigma+\delta} + \frac{k}{K} t'}{2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1}.$$

Man kann auch schreiben:

$$r\Phi\,\frac{2\,T_{(\sigma+\delta)} + 2\,T + \frac{k}{K} t'}{2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1} < h\Phi$$

oder

$$r\Phi\,\frac{2\,T_{(\sigma+\delta)} + 2\,T + \frac{k}{K} t'}{2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1} = h\Phi \cdot C',$$

woraus dann

$$C' = \frac{r}{h}\,\frac{2\,T_{\sigma+\delta} + 2\,T + \frac{k}{K} t'}{2\,T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_1}.$$

Es ist dann C' eine positive Zahl kleiner als 1 für den Fall, daß die Maschine stabil ist. Es wäre noch zu zeigen, wie die Größen T, r und h bequem gefunden werden können.

Auf Abb. 7 ist eine Fläche im Grundriß dargestellt, dazu ist der Aufriß gezeichnet, der mehr oder weniger beliebig angenommen ist, insofern als der Verlauf der Vorderkante, dargestellt durch die stark ausgezogene Linie, nach Gutdünken angenommen wurde. Ebenso ist die Hinterkante b des Flügels mehr oder weniger willkürlich angenommen. Es sind dann die Strecken $\overline{a_1}$ in der Mitte der einzelnen Felder aufgetragen und durch den Linienzug $(\sigma + \delta)$ verbunden. T_σ ist dann das Trägheitsmoment der zwischen der stark ausgezogenen Linie und σ liegenden Fläche, bezogen auf die Mittellinie der Maschine. $T_{(\sigma+\delta)}$ ist ebenso das Trägheitsmoment der Fläche, die zwischen der Vorderkante und $(\sigma + \delta)$ liegt, bezogen auf die gleiche Achse. Trägt man schließlich die Strecken $\overline{a_1}$ im Grundriß auf dem einen Schenkel des umgeklappt gezeichneten Anstellwinkels der einzelnen Felder auf und zieht eine Horizontale, so erhält man die Strecken s. Diese Strecken, ebenso in der Mitte der einzelnen Felder aufgetragen wie die Strecken $\overline{a_3}$ und $\overline{a_1}$, ergeben durch Verbindung ihrer Endpunkte den Linienzug $\sigma\,(\sigma + \delta)$. In der Zeichnung sind der Deutlichkeit halber nicht die Strecken s, sondern die Strecken $5s$ aufgetragen, die dadurch erhalten wurden, daß die Strecke $5 \cdot \overline{a_1}$ auf dem Schenkel des Anstellwinkels aufgetragen wurde, wie das auch in der Zeichnung angedeutet ist. $T_{(\sigma+\delta)\sigma}$ ist dann das Trägheitsmoment der zwischen der Vorderkante und Linie $(\sigma + \delta)\,\sigma$ liegende Fläche, bezogen auf die Maschinenmittellinie als Achse.

Nachdem so die Flächen dargestellt sind, deren Trägheitsmoment die Ausdrücke T_σ, $T_{\sigma+\delta}$, $T_{(\sigma+\delta)\sigma}$ entspricht, sind diese Trägheitsmomente nach dem Verfahren von Mohr oder einem anderen leicht zu bestimmen.

In Abb. 7 sind sie nach dem Verfahren von Mohr bestimmt. Es ist dazu die Fläche, deren Trägheitsmoment bestimmt werden soll, in die gezeichneten sechs Felder von gleicher Breite eingeteilt, dann ist der Flächeninhalt jedes Streifens proportional den Strecken $\overline{a_3}$ bzw. $\overline{a_1}$ bzw. $5s$. Zeichnet man demnach bei Wahl eines beliebigen Polabstands mit diesen Strecken als Kräften je einen Kräfteplan $K_{(\sigma+\delta)}$, K_σ, $K_{5\sigma(\sigma+\delta)}$ und zeichnet zu diesem Kräfteplan das zugehörige Seilpolygon $S_{\sigma+\delta}$, S_σ, $S_{5\sigma(\sigma+\delta)}$, so sind die schraffierten Flächen $f_{(\sigma+\delta)}$, f_σ, $f_{5\,(\sigma+\delta)\sigma}$ zwischen den Seilpolygonen und ihren Endstrahlen, deren Inhalt leicht gerechnet werden kann, da sie aus Trapezen und Dreiecken bestehen, proportional den Trägheitsmomenten $T_{\sigma+\delta}$, T_σ, $T_{5\sigma(\sigma+\delta)}$ bezogen auf die Schwerpunkte P der Flächen selbst, deren Abstand e von der Maschinenachse sich aus dem Schnittpunkt P der Endstrahlen ergibt. Das Trägheitsmoment $T'_{(\sigma+\delta)}$, d. i. das Trägheitsmoment der Fläche $\frac{F_{\sigma+\delta}}{2}$ zwischen Vorderkante und $(\sigma + \delta)$, be-

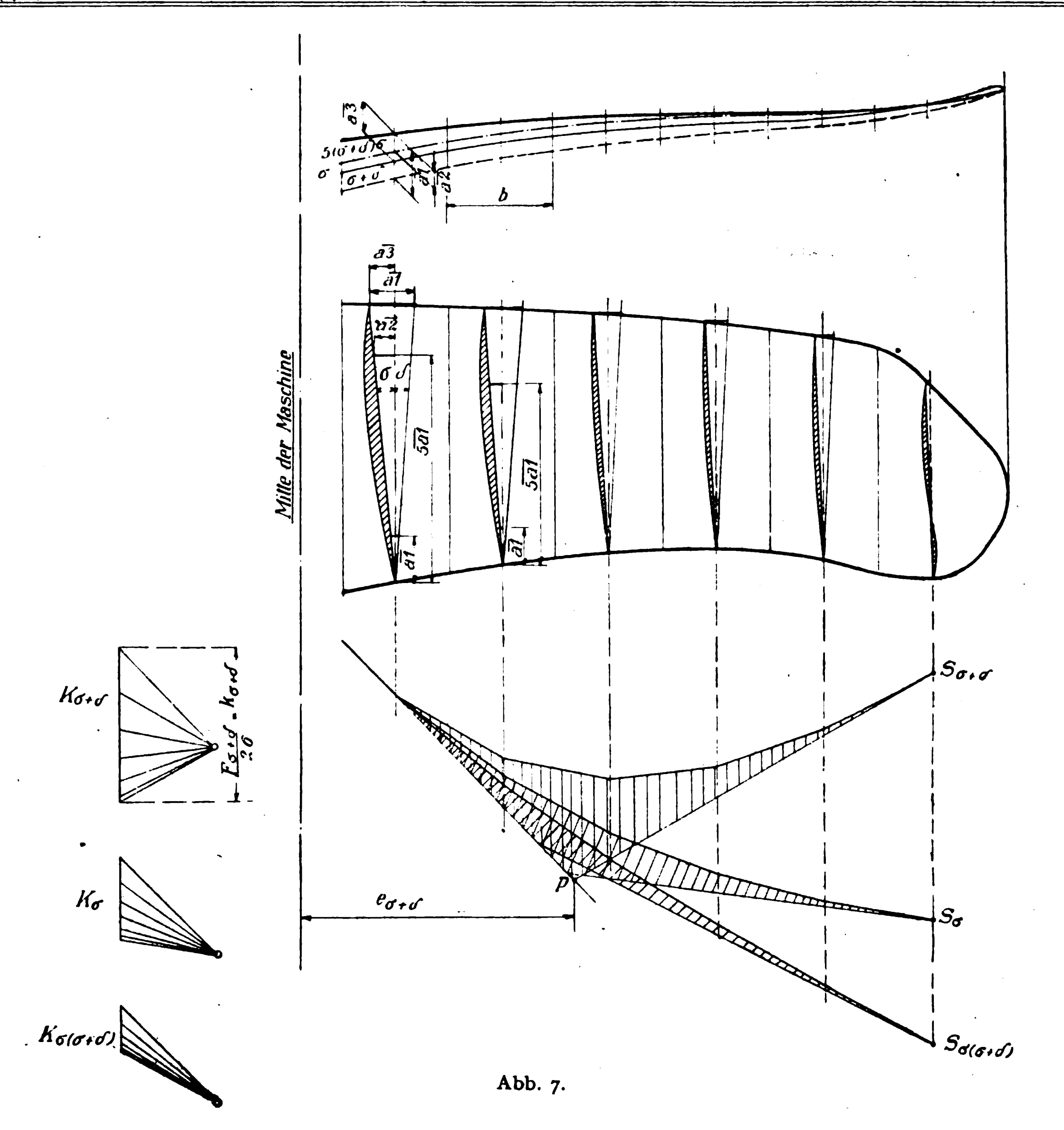


Abb. 7.

zogen auf eine zur Maschinenachse parallelen Achse, die durch P hindurchgeht, ist dann

$$T'_{\sigma+\delta} = f_{(\sigma+\delta)}\, b\, \frac{F_{(\sigma+\delta)}}{4\,p}.$$

Dabei ist in der Zeichnung nur die eine Hälfte der Flugzeugtragfläche dargestellt, so daß für beide zusammen

$$T'_{\sigma+\delta} = f_{(\sigma+\delta)}\, b\, \frac{F_{\sigma+\delta}}{2\,p}$$

zu setzen ist, worin p den Polabstand bedeutet und b die Breite der einzelnen zugrundegelegten Flächenelemente.

Dabei ist $\frac{F_{(\sigma+\delta)}}{2}$ ohne weiteres angebbar, da die Summe der Kräfte des Kräfteplans $K_{\sigma+\delta} = \frac{F_{\sigma+\delta}}{2\,b}$ ist, wo b die konstante Breite der einzelnen Tragflächenstreifen, für die die Untersuchung durchgeführt wurde.

Das Trägheitsmoment ist nun auf die Maschinenlängsachse zu beziehen, dabei ist nach bekannten Beziehungen

$$T_{\sigma+\delta} = T'_{\sigma+\delta} + e^2_{(\sigma+\delta)}\, F_{(\sigma+\delta)} \text{ oder}$$

$$= f_{(\sigma+\delta)}\, b\, \frac{F_{(\sigma+\delta)}}{2\,p} + e^2_{(\sigma+\delta)}\, F_{(\sigma+\delta)}$$

$$= 2\,K_{(\sigma+\delta)}\, b \left(f_{(\sigma+\delta)}\, \frac{b}{2\,p} + e^2_{(\sigma+\delta)}\right).$$

Daß dann schließlich noch der Maßstab der Zeichnung zu berücksichtigen ist, ist selbstverständlich. Am einfachsten ist es, man mißt die Längen der Zeichnung nicht in cm oder mm, sondern in der Strecke als Einheit, die in der Zeichnung 1 m darstellt.

Ebenso erhält man für

$$T_\sigma = 2\,K_\sigma\, b \left(f_\sigma\, \frac{b}{2\,p} + e^2_\sigma\right)$$

$$T_{(\sigma+\delta)\sigma} = \frac{2}{5}\, K_{5(\sigma+\delta)\sigma} \left(f_{5\,\sigma(\sigma+\delta)}\, \frac{b}{10\,p} + e^2_{\sigma(\sigma+\delta)}\right).$$

In diesem Fall erscheint noch der Faktor 5, weil im vorliegenden Fall der Kräftemaßstab in fünffacher Größe aufgetragen ist. Wäre anstatt eines fünffachen ein $n$facher Maßstab getreten, sä wäre statt des Faktors 5 der Faktor n zu setzen.

Alle diese Überlegungen bezogen sich lediglich auf die statische Stabilität. Geht man auf die dynamischen Verhältnisse ein, wie das zuerst von Gehlen geschah, so begegnet man denselben Ausdrücken, deren graphische Bestimmung im vorstehenden gezeigt ist.

Es treten die folgenden dämpfenden Momente auf:

1. Das dämpfende Moment um die Längsachse, hervorgerufen durch Drehung um die Längsachse

$$M_{ll} = \omega\, m_{ll} = \frac{v\,\gamma}{g}\, K\, \omega\, T_0 + k\, \frac{\gamma}{g}\, v\, \omega\, t_h$$

oder $$m_{ll} = \frac{v\,\gamma}{g}\, K \left(T_0 + \frac{k}{K}\, t_h\right),$$

worin T_0 das Trägheitsmoment des Grundrisses der Tragfläche, bezogen auf die Längsachse und t_h das gleiche Trägheitsmoment der Leitflächen bedeutet.

2. Das dämpfende Moment um die Längsachse, hervorgerufen durch Drehung um die Vertikalachse

$$M_{lv} = i\, m_{lv} = 2\, \frac{v\,\gamma}{g}\, K\, i\, T_{\sigma+\delta} + \frac{v\,\gamma}{g}\, k\, i\, t'$$

oder $$m_{lv} = \frac{v\gamma}{g} K \left(2\, T_\sigma + \delta + \frac{k}{K} t'\right).$$

3. Das dämpfende Moment um die Vertikalachse, hervorgerufen durch Drehung um die Vertikalachse

$$M_{vv} = i\, m_{vv} = 2 \frac{v\gamma}{g} K\, i\, T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{v\gamma}{g} k\, i\, t_l$$

oder $$m_{vv} = \frac{v\gamma}{g} K \left(2\, T_{(\sigma+\delta)\sigma} + \frac{k}{K} t_l\right).$$

4. Das dämpfende Moment um die Vertikalachse, hervorgerufen durch Drehung um die Längsachse

$$M_{vl} = \omega\, m_{vl} = 2 \frac{v\gamma}{g} K \cdot \omega\, T_\sigma + \frac{v\gamma}{g} k\, \omega\, t'$$

oder $$m_{vl} = \frac{v\gamma}{g} K \left(2\, T_\sigma + \frac{k}{K} t'\right),$$

die alle nach dem Vorausgegangenen leicht zu bestimmen sind.

Dazu kommen die schon behandelten und ihrer Größe nach bestimmten Momente und die zu diesen Momenten gehörigen Seitenkräfte.

Solange es sich um Tragflächen mit geometrischen einfachen Formen handelt, mag die rechnerische Untersuchung der graphischen vorzuziehen sein, wenn sie auch nie zu der gleichen Anschaulichkeit führen wird, wie die geometrische Deutung der bestimmenden Ausdrücke zeigt, wo schon aus der Seitenprojektion einer Tragfläche auf ihre Querstabilität geschlossen werden kann.

Handelt es sich aber um feiner modellierte Flügel, wie sie früher teilweise bevorzugt waren und wie sie neuerdings wieder vorgeschlagen werden, so kann nur die angegebene graphische Untersuchung zum Ziel führen. Auch bei den zahlreichen schon untersuchten Formen von freitragenden Tragflächen mit Verjüngung nach den Enden in bezug auf Dicke und Flächentiefe kann eine solche Untersuchung von Wert, unter Umständen selbst nötig sein.

Wo die Schwächen der Untersuchung liegen und wie sie anderseits verfeinert und vervollkommnet werden könnte, ist bekannt bzw. naheliegend und soll unerörtert bleiben.

Auf die Bedeutung, die sie gegebenenfalls für den Segelflug hätte, ist schon in der Einleitung hingewiesen.

Mechanische Modelle zum Segelflug.

Von Th. v. Karman, Aachen.

Wenn auch die etwas phantastischen »Vortriebsprofile« und die noch phantastischeren Theorien, welche ohne Annahme einer Ausnutzung der Windschwankungen oder der örtlichen Differenzen in der Windgeschwindigkeit den dynamischen[1]) Segelflug verwirklichen bzw. erklären wollen, noch immer nicht völlig verschwunden sind, kann heute kein Zweifel mehr darüber bestehen, daß wir die volle Klärung des Segelflugproblems auf dem Wege »der Schwankungstheorie« zu suchen haben. Es hat daher vielleicht gewisses Interesse, die Kraft- und Geschwindigkeitsverhältnisse an einfachen, mechanischen Vorrichtungen, welche zum Segelflug gewisse Analogie aufweisen — indem zugunsten eines bewegten Körpers aus der schwingungsartigen Bewegung seiner Unterlage Energie entzogen wird —, näher zu diskutieren, als bisher geschehen ist.

A. Bazin[2]), der durch seine hydraulischen Arbeiten wohlbekannte französische Forscher, war der erste, der im Jahre 1890 das Prinzip des dynamischen Segelfluges zuerst an einem mechanischen Modell demonstrierte. Einige Jahre später hat Lanchester einen ganz ähnlichen Apparat vorgeführt[3]). Der letztere ist in Abb. 1 abgebildet. Der Wagen wird mit wechselnder Beschleunigung hin und her geschoben. Es wird gezeigt, daß die Kugel, welche sich in C befindet, infolge der oszillierenden Bewegung der Unterlage den höher liegenden Punkt D erreichen kann.

Wir wollen die Bewegung etwas näher untersuchen und insbesondere die erforderliche Beschleunigung der Unterlage und die Phasenverschiebung zwischen der Bewegung der Unterlage und der Kugel ermitteln. Es liegt auf der Hand, daß gerade diese Größen auch für das Manövrieren eines segelnden Flugzeuges, welches horizontale Böenbeschleunigungen ausnutzen soll, von Bedeutung sind.

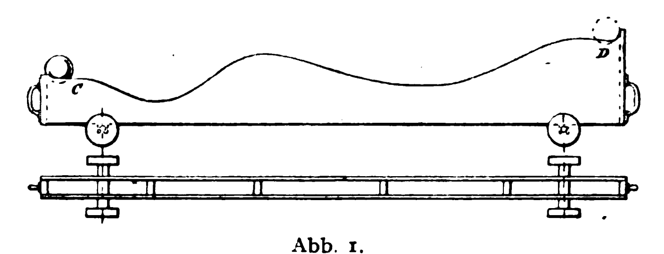


Abb. 1.

Ich nehme an, daß die Bewegung der Unterlage als eine harmonische Schwingungsbewegung in horizontaler Richtung aufgefaßt werden kann, so daß die wechselnde Geschwindigkeit etwa nach der Formel $w \sin(\lambda t)$ ausgedrückt wird. Die Größe λ ist die Frequenz der Bewegung, welche mit der Schwingungszeit T in der Beziehung $\lambda = \frac{2\pi}{T}$ steht. w ist der Maximalwert der Geschwindigkeit. Alsdann ist die Beschleunigung:

$$b = \lambda w \cos(\lambda t) \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

Fassen wir die Bewegung der Kugel als Relativbewegung gegen die bewegte Schiene auf, so müssen wir eine horizontale Kraft gleich dem entgegengesetzten Produkt: Masse × Beschleunigung einführen:

$$P = -m b = -m \lambda w \cos(\lambda t) \quad \ldots \quad (2)$$

Ich bezeichne die horizontale Geschwindigkeit der Kugel mit u und nehme an, daß u ebenfalls einem Sinusgesetz gehorcht, indem ich setze:

$$u = u_0 + u_1 \sin(\lambda t + \varphi) \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Ich nehme daher an, daß zwischen der Bewegung der Schiene (Unterlage) und der Kugel eine Phasendifferenz φ besteht; u_0 ist die mittlere horizontale Bewegung der Kugel (entspricht etwa der mittleren Fluggeschwindigkeit).

Ich stelle mir nun die Aufgabe, die Wellenbahn $y = f(x)$ so zu berechnen, daß die Geschwindigkeit der Kugel wirklich dem in Gleichung (3) ausgedrückten Gesetz gehorcht und untersuche die Bedingungen, unter welchen ein ständiges Steigen, d. h. ein ständiger Energiegewinn der Kugel mechanisch möglich ist.

Die Bewegung ist durch die Energiegleichung völlig bestimmt. Die potentielle Energie der Kugel beträgt offenbar mgy, falls m die Masse, y die Höhe, g die Beschleunigung der Schwere bezeichnet. Die lebendige Kraft ist gegeben durch den Betrag:

$$\frac{1}{2} m \left[u_0 + u_1 \sin(\lambda t + \varphi)\right]^2 \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right],$$

wobei $\frac{dy}{dx}$ die Neigung der Bahn bedeutet. Die Zunahme der Summe der beiden Posten ist nun offenbar mit Vernachlässigung der Reibung gleich der Arbeit, welche die in Gleichung (2) angegebene Zusatzkraft leistet. Die Arbeit in der Sekunde (die »Leistung der Böen«) ist das Produkt $P \cdot u$, so daß wir setzen können:

$$m g y + \frac{1}{2} m \left[u_0 + u_1 \sin(\lambda t + \varphi)\right]^2 \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right] = \text{Const} + \int_0^t P u\, dt \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

Setzen wir für P und u ihre Werte aus (2) und (3) ein, so erhalten wir:

$$m g y + \frac{1}{2} m \left[u_0 + u_1 \sin(\lambda t + \varphi)\right]^2 \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right] = \text{Const} - m \lambda w \int_0^t \left[u_0 + u_1 \sin(\lambda t + \varphi)\right] \cos \lambda t\, dt \quad . \quad . \quad (4a)$$

Ich nehme an, daß u_1 gegen u_0, ferner w gegen u_0 relativ klein sind und daß das Quadrat der Tangente des Bahnneigungswinkels $\left(\frac{dy}{dx}\right)^2$ ebenfalls klein gegen 1 ist. Alsdann

[1]) Ich verstehe unter »statischem Segelflug« den Segelflug bei aufsteigender Windrichtung, unter »dynamischem Segelflug« den Flug bei im Mittelwert horizontaler Windrichtung. Dieser Aufsatz behandelt nur den Fall des dynamischen Segelflugs.

[2]) Vgl. Marey »Le vol des oiseaux«, S. 192 ff.

[3]) Aerodynamik Bd. II.

haben wir als erste Näherung für die Bahn:

$$y_1 = y_0 - \frac{u_0 u_1}{g} \sin(\lambda t + \varphi) - \frac{u_0 w}{g} \sin \lambda t \quad . \quad . \quad (5)$$

wobei y_0 die mittlere Höhe bezeichnet. Diese erste Näherung setzen wir in das Glied $\left(\frac{dy}{dx}\right)^2$ und in die übrigen quadratischen Glieder ein, und so können wir nun die nächste Näherung für y hinschreiben. Bevor wir jedoch dies tun, wollen wir die allgemeine Gestalt der Bahn nach (4a) diskutieren.

Rechnen wir $\left(\frac{dy}{dx}\right)^2$ nach (5) aus und setzen den so erhaltenen Wert in (4a) ein, so liefern alle Glieder rein periodische Funktionen der Zeit, bis auf das Integral

$$-m \lambda w \int_0^t u_1 \cos^2 \lambda t \sin \varphi \, dt$$

im letzten Glied.

Diese letztere liefert vielmehr einen mit t ständig wachsenden Anteil von dem Betrage $m \frac{w u_1}{2} \lambda t \sin \varphi$, oder für die Periode T gerechnet $m w u_1 \pi$, so daß

$$\Delta y = \pi \frac{w u_1}{g} \sin \varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

offenbar der Höhengewinn für eine Periode bedeutet. Diese Größe ist abhängig von den Geschwindigkeitsschwankungen des Körpers u_1 und der Unterlage w, ferner von der Phasendifferenz zwischen diesen beiden Geschwindigkeitsschwankungen.

Nun ist u_1 naturgemäß nicht unabhängig von der Gestalt der Bahn; es ist vielmehr völlig bestimmt, falls wir die Höhendifferenzen zwischen welchen die Bewegung stattfinden soll, die Grundgeschwindigkeit u_0 und die Schwankungsgeschwindigkeit w der Unterlage festsetzen.

Ich führe die Größe h ein, als die halbe Amplitude der vertikalen Schwingungsbewegung (»halbe Wellenhöhe«) und rechne dieselbe aus (5) mit Beschränkung auf die Glieder erster Ordnung, aus. Wir können statt (5) schreiben:

$$y_1 = y_0 - \frac{u_0}{g} [(w + u_1 \cos \varphi) \sin \lambda t + u_1 \sin \varphi \cos \lambda t] \quad (7)$$

oder

$$y_1 = y_0 - h \sin(\lambda t + \delta) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

wobei wir

$$h^2 = \left[\left(\frac{w - u_1 \cos \varphi}{g}\right)^2 + \frac{u_1^2 \sin^2 \varphi}{g^2}\right] u_0^2 \quad . \quad . \quad (9)$$

und

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{u_1 \sin \varphi}{w - u_1 \cos \varphi} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

setzen.

Die Beziehung (9) ist grundlegend für unsere weiteren Berechnungen. Sie gibt den Zusammenhang zwischen der Amplitude der Wellenbewegung h, den beiden Schwankungsgeschwindigkeiten u_1, w und deren Phasenwinkel φ an. Ich rechne aus (9) die Geschwindigkeit u_1 aus und erhalte zunächst:

$$u_1^2 + w^2 + 2 u_1 w \cos \varphi = \frac{g^2 h^2}{u_0^2}$$

und daraus

$$u_1 = w \cos \varphi + \sqrt{\frac{g^2 h^2}{u_0^2} - w^2 \sin^2 \varphi} \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Setzen wir diesen Wert in (7) ein, so können wir schreiben:

$$\Delta y = \pi \frac{w^2}{g} \left[\cos \varphi + \sqrt{\frac{g^2 h^2}{u_0^2 w^2} - \sin^2 \varphi}\right] \sin \varphi \quad . \quad (12)$$

Es fragt sich nun, bei welcher Phasendifferenz ist der Höhengewinn bei gegebener Wellenhöhe h und Bodenschwankung w ein Maximum. Den Höchstwert erhalten wir, wenn wir

$$\frac{d \Delta y}{d \varphi} = 0$$

bilden. Eine einfache Rechnung zeigt, daß dies der Fall ist, falls die Beziehung

$$\operatorname{tg} \varphi = -\frac{g h}{u_0 w} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

gilt, und daß bei diesem günstigsten Phasenwinkel (ein bemerkenswertes Ergebnis!) unabhängig von allen anderen Größen der Höhengewinn

$$\Delta y = \pi h \frac{w}{u_0} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

beträgt.

Der Ausdruck (14) ist sehr leicht zu deuten. Macht der Körper eine Wellenbewegung von der halben Höhe h, so ist ein Bruchteil von h als Höhengewinn zu verzeichnen, welchen man so erhält, daß man h mit dem Verhältnis $\frac{w}{u_0}$ (Bodenschwankungsgeschwindigkeit: mittlere Fortschreitungsgeschwindigkeit) und mit π multipliziert. Übertragen wir dieses Ergebnis auf die Verhältnisse beim Segelflug, so spielt u_0 die Rolle der Fluggeschwindigkeit, w die Rolle der maximalen Windschwankung. Es würde daher heißen, daß bei einem Wellenflug von der Wellenhöhe $2h$, der Betrag $\pi \frac{w}{u_0} h$ als maximaler Höhengewinn zu verzeichnen ist. Nehmen wir z. B. eine Windgeschwindigkeitsschwankung von $\pm$ 30 vH an, so wäre der Höhengewinn 0,93 h, d. h. 46,5 vH der gesamten Wellenhöhe! Bemerkenswert ist es, daß der Höhengewinn von der Frequenz unabhängig ist, so daß, wenn das Flugzeug die nötige Wendigkeit nach der Höhe besitzt, die raschen Böen gerade so ausnutzen könnte als die langsamen. Nur müßte es bei den raschen Böen niedrige, bei den langsamen entsprechend tiefe Wellenbewegungen vollführen. Man ersieht klar aus der Formel den Nutzen der kleinen Flächenbelastung, d. h. der kleinen Schwebegeschwindigkeit, weil bei größerem Werte von u_0 dieselbe Böengeschwindigkeiten naturgemäß einen höheren Bruchteil von h als Gewinn bringen.

Nehmen wir ein praktisches Beispiel: Fluggeschwindigkeit 12 m/s, Windschwankung $\pm$ 3 m/s. Böenperiode 3 s. Ich nehme an, daß das Flugzeug in den 3 s eine Welle mit $2h = 10$ m Höhendifferenz beschreibt. Alsdann ist der Höhengewinn $\Delta y = \pi \cdot \frac{3}{12} \cdot 5$. Die »Wellenlänge« ist bestimmt durch Böenperiode und Fluggeschwindigkeit; sie beträgt: $3 \cdot 12 = 36$. In der Wirklichkeit muß natürlich der Höhengewinn zur Leistung der Schwebearbeit verwendet werden. Nehmen wir eine Gleitzahl $^1/_9$ an, so würde das Flugzeug ohne Höhengewinn während der 3 Sekunden 4 m sinken. Demgegenüber steht der Höhengewinn von 3,92 m. Wir sehen daher, daß in dem gegebenen Falle man knapp an der Grenze ist, bei voller Ausnutzung der Böen den Fall zu verhindern bzw. die Schwebearbeit aus den Windschwankungen zu decken.

Ist der Phasenwinkel φ bekannt, so können wir auf Grund unserer Formeln die Bahn genauer bestimmen, als bisher in erster Annäherung geschehen ist. Wir erreichen dies dadurch, daß wir in der Gleichung (4a) die Glieder zweiter Ordnung beibehalten und für diese die erste Näherung einsetzen. Wir erhalten in dieser Weise die Bahnkurve in »Parameterform«, d. h. die Koordinaten x und y, als Funktionen der Zeit.

Man bemerkt dabei, daß während der Höhengewinn unabhängig von der Periode ist, die Bahnformen ganz verschieden sind, je nachdem die Periode kurz oder lang ist. Ich habe drei Fälle durchgerechnet, welche man so charakterisieren kann, daß die der »Fluggeschwindigkeit« u_0 entsprechende Geschwindigkeitshöhe $\frac{u_0^2}{2g}$ klein, von derselben Ordnung, oder groß ist gegen die Wellenhöhe h. Wenn ich in allen Fällen dasselbe Verhältnis $\frac{h}{l}$ (halbe Wellenhöhe zur Wellenlänge) beibehalte, (ich habe $\frac{h}{l} = \frac{1}{20}$ gewählt), so entspricht diese Unterscheidung den Fällen langsamer, mittlerer und rascher Böen.

Die gewählten Daten sind:

$$u_0 = 10 \text{ m/s},$$
$$w = 1{,}5 \text{ m/s},$$

und in den drei erwähnten Fällen

	a)	b)	c)
$T =$	10 s	3 s	0,5 s
$h =$	5 m	1,5 m	0,25 m.

Der »Gewinn in der Zeiteinheit« ist in allen Fällen:

$$\frac{\Delta y}{T} = \pi \frac{w}{u_0} \frac{h}{T} = \pi \frac{h}{l} w = 0{,}24 \text{ m/s}.$$

Die Relativbahnen des Körpers sind für die drei Fälle in den drei Abb. 2a) bis 2c) dargestellt. Die Kurven stellen also diejenigen Gestalten der Unterlage dar, welcher bei der an-

genommenen oszillatorischen Bewegung den größten Höhengewinn gewährleisten. Auf das Flugproblem übertragen, wären die Kurven etwa die Flugbahnen relativ zu der jeweiligen Windgeschwindigkeit. Die oszillierende Geschwindigkeit der Unterlage *w* (auf den Flug übertragen die Böengeschwindigkeit) ist unter dem Vorzeichen angedeutet. Bemerkenswert ist insbesondere Abb. 2a, welche der Ausnutzung rascher Böen entspricht. Die Bahn besteht in diesem Falle aus zwei Wellen für jede Periode; auf das Fliegen übertragen, würde es heißen, daß für jede Böenperiode zwei Steuermanöver fallen. Bemerkenswert ist fernerhin die Asymmetrie der auf- und absteigenden Linien, ohne welche ein Energiegewinn nicht möglich ist.

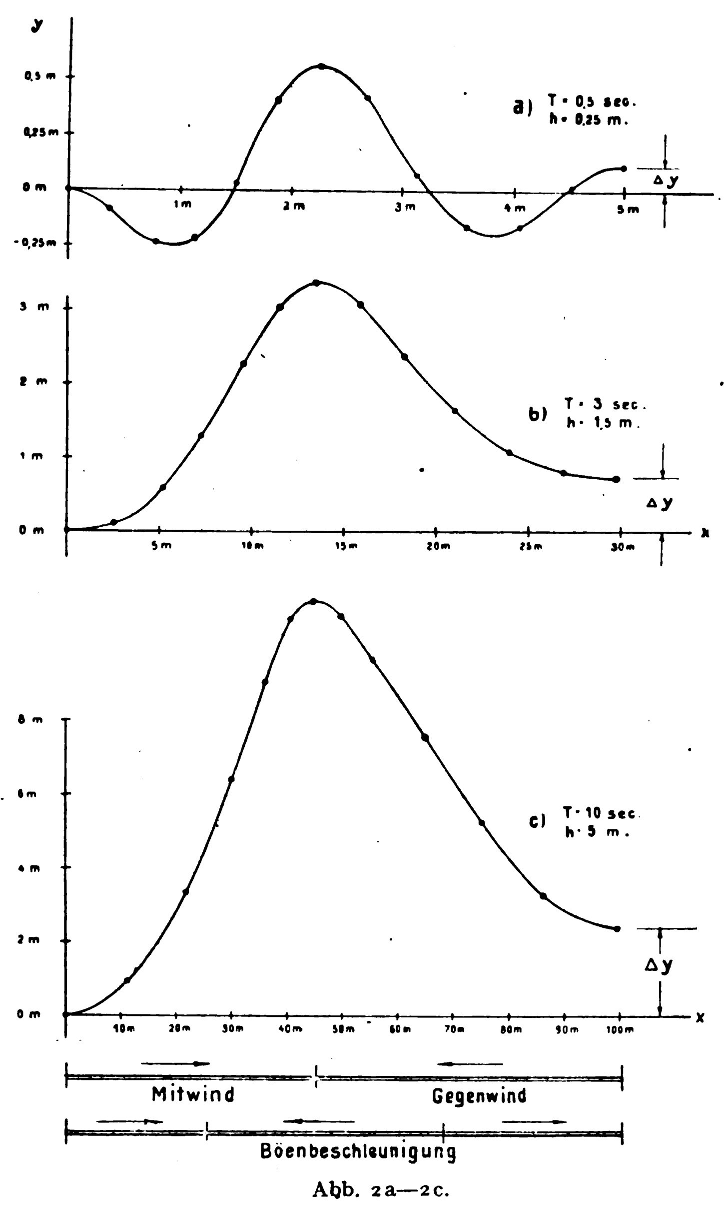


Abb. 2a—2c.

Es muß bemerkt werden, daß eine unmittelbare quantitative Übertragung vom Modell auf den Segelflug deshalb nicht tunlich ist, weil beim Flugzeug die Bedingung erfüllt sein muß, daß der Auftrieb senkrecht zur Bahn das Gleichgewicht mit den betreffenden Komponenten der Schwere und der Beschleunigungen aufrechterhält. Beim Modell ist die Gleichgewichtsbedingung durch die Auflagerkraft automatisch erfüllt. Wegen der genaueren Untersuchung der analogen Erscheinungen beim Segelflug sei auf eine demnächst erscheinende größere Arbeit von W. Klemperer hingewiesen.

Eine zweite Art der Ausnutzung einer veränderlichen Windgeschwindigkeit ist die »kreisende Bewegung«, wie sie bei Vögeln so oft zu beobachten ist. Es ist leicht einzusehen, daß eine abwechselnde Richtungsänderung im böigen Wind einen ständigen Energiegewinn bedeuten kann. Das einfachste mechanische Bild erhalten wir hierfür in folgender Weise:

Man nehme an, daß ein materieller Punkt nur an geradlinigen Bahnen sich bewegen kann, welche eine Beschleunigung *b* von konstantem Betrage erfährt. Der Körper wird sich offenbar mit konstanter Geschwindigkeit bewegen, wenn wir die Größe der Beschleunigung so einrichten, daß die negativ genommene Beschleunigung mit der Beschleunigung der Schwere eine Resultierende bildet, welche senkrecht zur Bahn steht. Betrachten wir nämlich wieder die Relativbewegung, so haben wir die Massenkraft —*mb* als Zusatzkraft einzuführen. Wenn die Resultierende der Schwerkraft und dieser Zusatzkraft senkrecht zur Bahn gerichtet ist, so muß der Punkt, einmal in Bewegung gesetzt, mit Vernachlässigung der Reibung, wie an einer horizontalen Unterlage in einem beschleunigungslosen System sich bewegen. Wenn wir nun nach Art der Abb. 3 eine Reihe von solchen Bahnen treppenartig anordnen und den Sinn der Beschleunigung stets im Augenblick wechseln, als der Punkt am Ende des betreffenden Bahnabschnittes gelangt ist, so wird der Körper offenbar an der Treppe hinaufklettern. Dabei können wir den Geschwindigkeitsverlust, welcher bei der Umführung entsteht, vernachlässigen bzw. müssen wir die Beschleunigung um einen kleinen Betrag erhöhen, so daß der Punkt in jedem Treppenabsatz etwas beschleunigt wird und dadurch der Energieverlust beim Umlenken gedeckt wird.

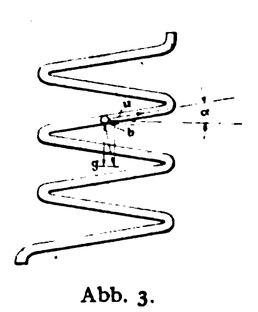


Abb. 3.

Wollen wir den Energiegewinn ausrechnen, so müssen wir zunächst die Zusatzkräfte ermitteln. Es sei die Tangente des Neigungswinkels $\operatorname{tg} \alpha$, so ist die Bedingung dafür, daß die Resultierende von $-mb$ und mg senkrecht zur Bahn steht:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{b}{g}.$$

Wird die Geschwindigkeit des Körpers relativ zur Bahn mit u_0 bezeichnet, so ist die Arbeitsleistung der Zusatzkraft in der Sekunde

$$m\, b\, u_0 \cos \alpha,$$

so daß der Höhengewinn in der Sekunde $\frac{b}{g} u_0$ beträgt. Also: um eine Steigung 1 : 5 zu erreichen, braucht man eine Beschleunigung, welche zur Beschleunigung der Erde wie 1 : 5 sich verhält.

Nehmen wir ein praktisches Beispiel. Die Beschleunigungszustände sollen je 2 s dauern. Wenn die Beschleunigung 2 m/s² beträgt, so sind die maximalen Windgeschwindigkeitsschwankungen 4 m/s. In diesem besonders günstigen Falle würde also der Vogel nichts anderes zu tun haben, als je in 2 s seinen Front um 180° ändern. Wenn er als Tragsystem die Gleitzahl $^1/_5$ besitzt, so wird durch die Windschwankungen sein voller Energiebetrag zum Schweben gedeckt; falls seine Gleitzahl besser ist, würde er sogar nach oben getragen werden.

Zu einem ähnlichen Ergebnis gelangt man, wenn die treppenförmige Bahn durch eine Schraubenlinie (Wendetreppe) ersetzt wird. Die Abb. 4 zeigt ein schraubenförmig ausgebildetes Glasrohr[1]), in welchem eine kleine Stahlkugel sitzt. Wird das Glasrohr wechselnden horizontalen Beschleunigungen unterworfen, so kann, sobald die Phase der Relativbewegung der Kugel im Rohr mit der Phase der Beschleunigungswechsel im bestimmten Verhältnis steht, die Kugel vom untersten Punkt leicht an den höchsten Punkt des Rohres gebracht werden.

Den einfachsten Fall erhält man, wenn die Beschleunigung ständig ihre Richtung ändert, was man z. B. so erreichen kann, daß man den ganzen Apparat in einer Kreisbahn herumführt. Ist der Radius der Kreisbahn groß gegen den Halbmesser des Rohres, so wird die Zentrifugalkraft, welche hier als Zusatzkraft auftritt, eine konstante Größe und gleichmäßig veränderliche Richtung haben. Wird die Kugel relativ zum Rohr mit einer derartigen Geschwindigkeit in Bewegung gesetzt, was man z. B. durch plötzliche Inbewegungsetzung des Rohres erreichen kann, daß sie in der Zeit, während die Zentrifugalkraft um 360° ihre Richtung ändert, gerade eine Runde

[1]) Dieses Modell stammt von Herrn W. Klemperer.

macht, so haben wir in jedem Moment dieselben Verhältnisse wie bei dem oben erwähnten Treppensystem. Nur muß die Phase so bestimmt sein, daß die Zentrifugalkraft stets die horizontale Projektion der Schraubenlinie tangiert.

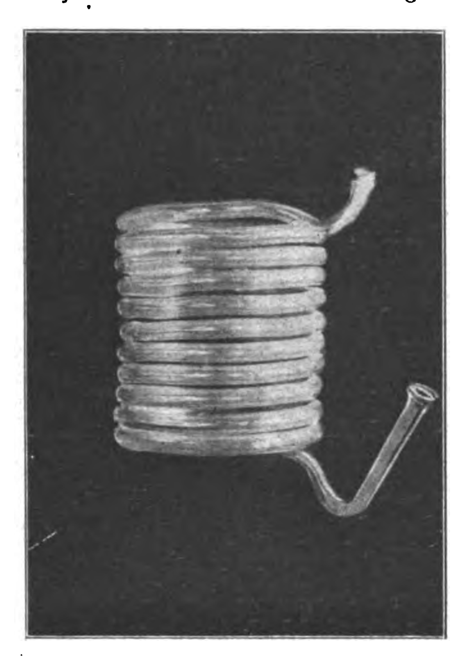


Abb. 4.

Es ist leicht einzusehen, daß, wenn die Zentrifugalbeschleunigung b beträgt, die Neigung der Schraubenlinie, an welcher der Punkt ohne Reibung sich gerade gleichförmig hinaufschrauben würde, durch

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{b}{g}$$

bestimmt wird.

Wir können, statt das Rohr zu zentrifugieren, die wechselnde Beschleunigung durch oszillierende Bewegung erzeugen. Man kann leicht nachweisen, daß dieser Fall ungünstiger ist. In erster Annäherung besteht zwischen Neigung der Schraubenlinie und zugehörige maximale Beschleunigung b_{max} die Beziehung:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{b_{max}}{2g}.$$

Führen wir, harmonische Änderung vorausgesetzt, die mittlere Beschleunigung b_m ein, so wird

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{b_m}{g} \frac{\pi}{4},$$

so daß die oszillierende Bewegung der Unterlage bei gleichem Steigungswinkel im Verhältnis $4:\pi$ größere mittlere Beschleunigungen fordert, als die kreisförmige Bewegung.

Bei der vorausgesetzten harmonisch oszillierenden Bewegung, welche also einer harmonisch oszillierenden Windgeschwindigkeit entspräche, besteht zwischen mittlerer Beschleunigung und maximaler Geschwindigkeitsschwankung w die Beziehung (T = Böenperiode):

$$w = b_m \frac{T}{2}.$$

Wir können daher schreiben:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\pi}{2} \frac{w}{gT}.$$

Für ein praktisches Beispiel würde sich etwa ergeben mit

$$\operatorname{tg} \alpha = 1/8$$
$$T = 2\,\text{s}$$

die nötige maximale Geschwindigkeitsschwankung

$$w = \frac{2gT}{\pi} \operatorname{tg} \alpha \cong \pm 3\ \text{m/s}.$$

Die Übertragung auf die Verhältnisse des Vogelfluges ist naheliegend. Nehmen wir die Gleitzahl $1/8$, so wird der Vogel statt im Verhältnis $1/8$ zu steigen, den Energiegewinn zur Überwindung des Stirnwiderstandes verbrauchen. Er bewegt sich folglich relativ zur Luft in Kreisbahnen, die er bei 3 s Böenperiode natürlich in 3 s vollenden muß. Beträgt die Windgeschwindigkeitsschwankung den mäßigen Betrag von 3 m/s, so wird dadurch schon sein arbeitsloses Schweben ermöglicht.

Wollte man die Ergebnisse auf ein segelndes Flugzeug übertragen, so liegen die Verhältnisse naturgemäß dadurch ungünstiger, daß das Flugzeug infolge seiner größeren Trägheit und geringeren Wendigkeit nur die längeren Böenperioden auszunutzen vermag. Die Formel zeigt jedoch, daß die nötige Windschwankung mit der Böenperiode proportional wächst, so daß man wesentlich größere Böenschwankungen braucht, um bei derselben Gleitzahl die Höhe einzuhalten. Immerhin ist es nicht ausgeschlossen, daß es günstige Windverhältnisse gibt, welche das Nachahmen der kreisenden Bewegung des Vogels ermöglichen.

Aus der Literatur des Segelfluges.

Von H. Herrmann.

Die Literatur des Segelfluges ist außerordentlich umfangreich. Hier soll nur einiges von dem im letzten Jahr bekannt Gewordenen erwähnt werden. Die angeführten Verfasser stellen den hundertsten bis tausendsten Teil derjenigen dar, die ihre Anschauungen über den Vogel- und Segelflug veröffentlicht haben.

Überall ist man sich darüber einig, daß der Vogel die vorhandenen Windschwankungen bis auf die starken Böen unter den Wolken ausnützt. Die Kenntnis der Windschwankungen selbst ist sehr gering.

Wir wollen sie nach Rumpler[1]) in Primäre und Sekundäre einteilen.

Die Primären sind größere, lang anhaltende, auf- oder absteigende Luftströmungen. G. Lilienthal[2]) hat auf dem Boden eine Aufwärtsrichtung von 3—4° und auf dem Eiffelturm 4—5° festgestellt. Genaue Angaben macht E. P. Warner[3]). Er hat den Unterschied der aerodynamischen Eigenschaften eines ausgeführten Flugzeuges mit dem zugehörenden Windkanalmodell durch Flugversuche festgestellt. Dazu wurde im Flug die Geschwindigkeit, Luftdruck und Temperatur sowie der Anstellwinkel mittels Neigungsmesser ermittelt. Das Versuchsflugzeug flog an einem Morgen 1,6 km von der Küste entfernt über See und danach in gleicher Entfernung über Land. Höhe in beiden Fällen 900 m. Der mit dem Neigungsmesser festgestellte Winkel war über See 1° größer, wie über Land. Die Auswertung ergibt unter der Annahme, daß die Luft auf der einen Seite gleich schnell aufsteigt, wie sie auf der anderen fällt, eine aufsteigende Luftströmung von 0,3 m/s.

P. Idrac[4]) hat im Auftrage des französischen Erfindungsministers die Aufwärtskomponente des Windes an Stellen, wo Vögel segeln, gemessen. Benutzt wurde ein Mousselinband, dessen Abweichung von der Windrichtung durch das Eigengewicht im Windkanal von Eiffel festgestellt wurde. Die Erhebung des Bandes wurde trigonometrisch gemessen. Er stellte Aufwärtsgeschwindigkeiten von 2—3 m/s fest. Die Ursache ist ungleichmäßige Erwärmung der Erdoberfläche. Er fand jedoch Unregelmäßigkeiten, die er nicht erklären kann. Angaben über die Größe der mit Wirbeln durchsetzten Grenzschicht zwischen zwei wagrechten Luftströmungen fehlen noch vollkommen.

Als sekundäre Windschwankung bezeichnet man Böen oder große Wirbel, die an Geländehindernissen, wie Baum- oder Hausreihen[5]), Meereswogen, sowie hinter Schiffen vorkommen. Rumpler erwähnt »feine Schwingungen der Atmosphäre« mit einer Schwingungszahl von 15 pro s.

Über die aerodynamischen Eigenschaften der Segelflugzeuge sind wir gut unterrichtet. Die der Vögel kennt man fast gar nicht. Eine Windkanalmessung an ausgestopften Vögeln gibt es nicht. Im Fluge kann der Vogel sein Profil, Seitenverhältnis, Umrißform, Flächengröße, V-Form und Pfeilstellung ändern. Den Auftriebsbeiwert schätzt Idrad auf 0,9—1,7. Das letztere ist schon ziemlich hoch.

In der »Luru« findet man noch verschiedenes über angenäherte Rechnungen, wie der Vogel oder das Segelflugzeug

[1]) ZFM 1921, Heft 4, 28. April 1921, S. 50/53.
[2]) Verhandlungen der Physikalischen Gesellschaft, Bd. (3) 1. Heft 1, S. 11/12.
[3]) Jahrbuch des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt, Bericht 70, S. 584.
[4]) L'Aérophile, Bd. 28, 1.—15. Mai 1921, S. 157, und 1.—15. März 1920, S. 71/72, berichtet in der »Luru«, Jahrgang 1920, Heft 12, S. 180.
[5]) W. Thomas, Aerial Age Weekly, Bd. 11, 12. Juli 1920, S. 616/617.

Windschwankungen und überlagerte Windströmungen verschiedener Richtung ausnutzt. Keiner weiß etwas Genaueres über die aerodynamischen Eigenschaften des Vogels. Die Schlußfolgerungen sind überall mehr oder weniger dieselben: der Vogel oder das Segelflugzeug muß so fliegen, daß die Ungleichförmigkeit des Windes gebremst wird. Vorwärts bringt uns keine dieser Untersuchungen, solange wir nicht genauere Kenntnis der aerodynamischen Eigenschaften des Vogels und der verschiedenen Windschwankungen besitzen. Es liegt die Vermutung nahe, daß vorne an der Druckseite des Vogelflügels Luft zwischen die Federn eintritt und an der Saugseite unter den verschiedenen Federreihen wieder austritt. Dann hätten wir es mit einem idealen Spaltflügel zu tun. An dieser Eigenschaft vermag die geänderte Elastizität der etwa auf Wachs aufgespannten Haut des toten Vogels wenig zu ändern. In Anbetracht der großen Geldmittel, die in allen Kulturländern, nicht nur in Deutschland, zur Klärung der Segelflugfrage ausgegeben werden, darf man hoffen, daß bald einmal eine Messung an einem ausgestopften Vogel an die Öffentlichkeit gelangt.

Durchführungsbestimmungen zum Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921.

I. Oberleitung und Ausschüsse.

1. Oberleitung. Die Veranstalter des Wettbewerbs übertragen ihre Befugnisse während der Veranstaltung an die Oberleitung. Diese übt in dieser Zeit die Rechte und Pflichten der Veranstalter aus, regelt die Besetzung oder Ergänzung der Ausschüsse, vermittelt zwischen diesen und steht überhaupt an der Spitze der Veranstaltung.

2. Sportleitung. Der Sportleitung ist von den Veranstaltern die sportliche Durchführung des Wettbewerbes, insbesondere die Flugprüfung gemäß § 8 der Ausschreibung, übertragen. Der jeweilige »Sportleiter vom Dienst« trägt die Verantwortung für den sportlichen Verlauf des Wettbewerbes. Seinen Anordnungen ist unbedingt Folge zu leisten. Dem Sportleiter stehen Sportgehilfen zur Seite. Die Sportleitung erläßt eine Flugordnung durch Aushang im Fliegerlager.

3. Technische Kommission. Die Technische Kommission ist von den Veranstaltern mit der Durchführung der technischen Aufgabe der Ausschreibung (vgl. § 3, 2, vorletzter und letzter Absatz, und § 8, letzter Absatz) beauftragt. Sie läßt durch ihre Beamten während des Wettbewerbes die zur Bewertung der Leistungen nötigen Beobachtungen beschaffen und stellt die Ergebnisse mit Protokollen und Akten nach Beendigung des Wettbewerbes dem Preisgericht zur Verfügung.

4. Werkstattausschuß. Dem Werkstattausschuß untersteht die Werkstätte, die Verwaltung des Materials und in Gemeinschaft mit dem Wirtschaftsausschuß die Instandhaltung der Lagerbauten. Eine Werkstattordnung wird durch Aushang im Fliegerlager bekanntgegeben.

5. Der Wirtschaftsausschuß. Dem Wirtschaftsausschuß ist von den Veranstaltern die Sorge für das Wohl der Teilnehmer und Flugzeuge übertragen worden. Er hat dementsprechend für den Aufbau des Lagers zu sorgen und eine Lagerordnung herauszugeben, der peinlichst Folge zu leisten ist; ferner das Transportwesen zu überwachen, die Verpflegung zu regeln, für Unterhaltung und Zerstreuung der Teilnehmer bei schlechter Witterung zu sorgen und die Unterkunft in Gersfeld und der Umgegend zu regeln.

6. Dem Preisgericht erteilen die Veranstalter Vollmacht, die von ihnen ausgesetzten Preise nach eigenem Ermessen unter Zugrundelegung der Ausschreibung und der von der Technischen Kommission erstatteten Gutachten zu verteilen.

7. Der Sitz der Oberleitung, des Preisgerichts und des Wirtschafts-Ausschusses ist Gersfeld, Hotel Adler; Sitz der Sportleitung und der Technischen Kommission ist das Fliegerlager.

Die Zusammensetzung der Behörden und Ausschüsse wird später bekannt gegeben. Sämtliche Protokolle, Akten und Aufzeichnungen bleiben Eigentum der Veranstalter und müssen sofort nach Schluß der Veranstaltungen an die von den Veranstaltern beauftragte Geschäftsstelle des Rhön-Segelfluges abgeliefert werden.

II. Das Fliegerlager.

1. Übungsflüge. Vor dem eigentlichen Wettbewerb, und zwar ab 1. August, können am Ort der Veranstaltung Übungsflüge vorgenommen werden. Hierdurch soll den Teilnehmern Gelegenheit gegeben werden, sich und ihre Flugzeuge in geeignetem Gelände einzufliegen und ferner die Möglichkeit, die in der Ausschreibung (§ 3d und § 4) geforderte Leistungsprüfung für Flugzeuge und Führer an Ort und Stelle zu erledigen. Beauftragte der Veranstalter werden vom 30. Juli ab anwesend sein.

In dieser Zeit soll aber auch denjenigen Gelegenheit zum Fliegen gegeben werden, die am Wettbewerb selbst sich nicht beteiligen wollen oder können. Diese, ebenso wie diejenigen, die die Leistungsprüfung nicht erfüllen, müssen jedoch spätestens am 6. August abends die Flugzeugbehausungen räumen und dürfen während der Zeit des Wettbewerbs bis einschl. 25. bzw. 31. August keinen Flug ausführen.

2. Flugzeug-Unterbringung und Transport. Die Einrichtung des Fliegerlagers erfolgt hart südlich der Wasserkuppe. Das Lager bietet Unterstellmöglichkeit für die bis spätestens 7. August 12 Uhr mittags hier eingetroffenen bzw. bei der Geschäftsstelle nachgemeldeten Flugzeuge. Bei Versäumnis dieser Frist kann nicht mehr mit Sicherheit auf sachgemäße Unterbringung gerechnet werden.

Mittel für den Flugzeugtransport von Bahnstation Gersfeld zum Lager werden von den Veranstaltern bereitgehalten und gegen Zahlung der Selbstkosten zur Verfügung gestellt. Der Abtransport muß sofort nach Eintreffen der Flugzeuge erfolgen. Verantwortlich ist dafür der Eigentümer. Vor dem 30. Juli sollte kein für den Wettbewerb gemeldetes Flugzeug in der Rhön sein.

Die Unterbringung der Flugzeuge erfolgt auf Kosten und Gefahr des Eigentümers (vgl. Ausschreibung § 6 und § 5, Abs. 2). Sollte ein Führer länger als drei Tage und ohne zwingenden Grund von seinem Flugzeug unentschuldigt abwesend sein, so wird angenommen, daß er auf eine weitere Teilnahme am Wettbewerb verzichtet.

3. Unterkunft und Verpflegung. Das Fliegerlager bietet ferner ab 1. August bis einschl. 31. August der Bemannung und Bedienung der Flugzeuge sowie den dienstlich tätigen Organen der Veranstalter gegen Kostenberechnung und soweit Platz vorhanden, eine den Verhältnissen entsprechende Unterkunft und Verpflegung. Das Entgelt hierfür beträgt für Lagerbewohner pro Person und Tag M. 5.; für jedes untergestellte Flugzeug wird eine Tagesmiete von M. 2. erhoben. Anträge, die sich auf den Entgelt beziehen, sind unter Angabe der Teilnehmerzahl und Aufenthaltsdauer gleichzeitig mit der Meldung, also spätestens zum 15. Juli, bei Nachmeldungen bis 7. August, bei der Geschäftsstelle einzureichen.

4. Werkstatt. Sämtliche Teilnehmer müssen gleichzeitig mit ihren Flugzeugen die notwendigen Werkzeuge und Werkstoffe mitbringen. Für größere Instandsetzungsarbeiten steht eine kleine Werkstatt zur Verfügung, die dem Werkstattausschuß untersteht (vgl. I. 4) und von einem durch die Veranstalter eingesetzten Werkstattleiter beaufsichtigt wird.

Der Werkstatt ist im bescheidenen Rahmen ein Lager mit Vorratstoffen angegliedert.

III. Haftpflicht-Versicherung.

Haftpflicht. Es besteht eine Versicherung gegen die Haftpflicht der Veranstalter, der beteiligten Flugzeugführer und Besitzer. Die Veranstalter lehnen deshalb für sich und ihre Organe jede Haftpflicht für Schäden irgendwelcher Art ab, welche den Teilnehmern, ihren Angestellten, Flugzeugen oder ihrem sonstigen Eigentum, sei es durch eigene Schuld, die Schuld dritter oder höherer Gewalt widerfahren, und zwar sowohl während des Fluges als auch nach erfolgter Landung. Vielmehr ist jeder Flieger für den von ihm angerichteten Schaden allein verantwortlich.

Die Veranstalter übernehmen für in Verlust geratenes Privateigentum der Lagerbewohner keine Haftung.

IV. Verschiedenes.

1. Lichtbildaufnahmen innerhalb des Fliegerlagers dürfen nur mit Genehmigung der Veranstalter gemacht werden.

2. Änderungen und Ergänzungen dieser Durchführungsbestimmungen behalten sich die Veranstalter vor.

Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrer-Verbandes
Dr. h. c. Kotzenberg.

Verband Deutscher Modell- und Gleitflug-Vereine.
I. A.: Ehrhardt.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

15. Heft 15. August 1921 12. Jahrgang

Sonderbauarten von Luftschrauben.

Nach einem Vortrag auf dem Flugtechnischen Sprechabend der WGL am 27. Mai 1921.

Von Jakob Haw.

Die Anforderungen des Leichtbaues, geringes Gewicht mit hoher Festigkeit zu vereinigen, treten beim Herstellen der rasch umlaufenden Luftschrauben mit ihren gewaltigen Fliehkräften, Biege- und Drehmomenten besonders gebieterisch auf, zumal der äußeren Formgebung durch die Aerodynamik, die Forderung nach möglichst hohem Wirkungsgrade, wie durch die Bauweise unserer Flugzeuge und Motoren, also durch die Vorschrift eines bestimmten Höchstdurchmessers, enge Grenzen gezogen sind.

Als nächster und anscheinend einziger Ausweg aus den Schwierigkeiten bietet sich die zweckmäßige Auswahl des Baustoffes, und es ist eigentlich verwunderlich, daß sich das Holz solange als das Luftschraubenmaterial gehalten hat. Denn die Nachteile der Holzschrauben aus schichtweise aufeinander geleimten Blättern sind allgemein bekannt, vor allem das Verziehen des Holzes infolge von Temperatur- und Feuchtigkeitsänderungen, das mitunter so stark war, daß die Treibschrauben nicht mehr zum Start genügten, und daß die Bremsschrauben bei der Motorprüfung ein ganz falsches Ergebnis lieferten[1]).

Dazu kommen die Schwierigkeiten der Herstellung, die Auswahl großer Längen fehlerfreien Holzes; das genaue Bohren der Löcher für die Nabenbolzen, die vor allem bei Schrauben für stärkere Motoren nur schwer ganz gerade ausfallen; die Notwendigkeit, die Bolzenmuttern, vor allem nach Wetterwechsel, nachzuziehen, wenn sie nicht überhaupt infolge Quellens des Holzes abgesprengt sind; die Gefahr bei Verletzungen durch Schüsse oder hineinfliegende Fremdkörper und die Unmöglichkeit des Ausbesserns.

Man hat sich daher schon frühzeitig nach anderen Baustoffen umgesehen und ist dabei, gerade wie im Flugzeugbau, auf das Metall, vor allem den Stahl, verfallen. Reißner war wohl der erste, der, wie es jetzt noch von ausländischen Firmen geschieht[2]), auf einen Stahlarm Blechflügel von günstiger Strömungsgestalt aufnietete. Bemerkenswert war ferner die Schraube von Hellmuth Hirth aus plattgedrückten Stahlrohren, die an der Nabe mit einem Metallstück verschraubt war und damit auch eine leichte Verstellbarkeit ermöglichte.

Im allgemeinen sind diese Stahlpropeller zu starr, so daß sie Erschütterungen infolge der Ungleichförmigkeit des Motors nicht hinreichend aufzunehmen vermögen. Anderseits darf eine Luftschraube aber auch nicht zu elastisch sein, damit der Wirkungsgrad nicht durch allzustarkes Verdrehen des Blattes herabgesetzt wird.

Ich selbst habe es früher mit Aluminiumguß versucht und dabei schlechte Erfahrungen gemacht. Es wäre mir erwünscht, zu wissen, ob neuere Versuche mit gegossenen Aluminiumschrauben etwas Besseres ergeben haben.

Von nichtmetallischen Baustoffen sind insbesondere Leinen — die unstarren Schrauben der ersten Parseval-Luftschiffe — und Papier, in den Micarta-Luftschrauben mit einem harzartigen Stoff, Bakelit, getränkt, zu nennen[3]). Die Schwierigkeiten des Holzbaues hat man durch »geschmolzene«, in Formen gepreßte Fournierblattschrauben[1]) zu meiden gesucht, die den Vorteil einer durchlaufenden geraden Holzschicht an der Druckseite haben, aber anscheinend wieder vom Markt verschwunden sind.

Ich selbst habe mich bereits vor Jahren einer anderen Bauart zugewandt, der Schraube aus zwei verschiedenen Baustoffen, nämlich einem Stahlskelett (Abb. 1) mit Formstücken aus Holz (Abb. 2). In eine kleine Nabe sind beiderseits je zwei Stahlstangen, die hinteren in schwacher Schrägstellung (Abb. 3), eingezogen, und zwar ohne jede Verschraubung, lediglich durch den saugenden Luftdruck in schwachem Konus gehalten; eine Befestigung, die sich in jeder Weise bewährt hat. Das Holz ist in Gestalt von Querlamellen mit zweckmäßiger Stromlinienform über beide Stahlarme geschoben, durch Dübel gegen Verschieben gesichert und an vier Stellen mit Querriegeln, die mit den Stahlstangen verschraubt sind, gegen Abfliegen gesichert. Zur völligen Sicherung des Zusammenhaltes sind die einzelnen Lamellen noch mit Längsleisten verleimt. Durch diese Anordnung werden sämtliche Fehler der üblichen Holzbauart vermieden; es wird eine genügende Festigkeit gegen Verdrehen und eine außerordentliche Betriebssicherheit auch bei Verletzungen durch Fremdkörper erzielt. Ein Verziehen bei Änderungen von Temperatur und Feuchtigkeit ist ausgeschlossen. Sogar örtliche Ausbesserungen sind durch Auswechseln der beschädigten Querlamellen ohne Gefahr möglich, und die Auswahl des Holzes wird erleichtert. Die äußere Form kann ganz den Betriebsbedingungen angepaßt werden, da das Holz hier nichts zu tragen hat. Das Gewicht ist geringer, vor allem wegen der wesentlich leichteren Nabe (Abb. 4), deren auswechselbares Herzstück Anpassung an verschiedene Kurbelwellen ermöglicht (Abb. 5).





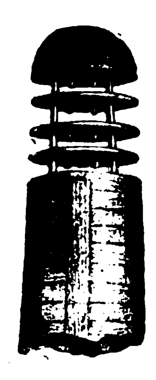


Abb. 4. 5. 7.

Abb. 4. Haw-Nabe für 260 PS-Luftschraube mit auswechselbarem Mittelstück (siehe Abb. 5), Gewicht 6,9 kg.

Abb. 5. Auswechselbares Mittelstück der Haw-Nabe zum Anpassen an verschiedene Kurbelwellen.

Abb. 7. Ende des veränderlichen Haw-Propellers, abnehmbare Lamellen und Befestigungskappe auseinander gezogen.

Während des Krieges wurden auch Versuche über die Schußsicherheit der Schraube bei der Kieler Werft angestellt[2]), die unter anderem ergaben, daß der Haw-Propeller »mit einer zerschossenen und einer gerissenen Stahlstange« noch »eine 23 vH Drehzahlüberlastung ohne Beanstandung aushielt[3])«. Heutzutage spielt die Schußsicherheit nicht mehr die Rolle, wie damals, doch ist sie auch für den Luftverkehr wichtig,

---

[1]) Vgl. dazu: Seppeler, Leiter der Motorenabteilung Adlershof, »Über Flugmotorenuntersuchungen«, Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Band III, S. 177—187, 1914 vor allem S. 178, 179 mit den Abb. 1 u. 2, wonach sich die Steigung einer Schraube um 1°, die Leistungsaufnahme um 7 vH änderte.

[2]) Vgl. z. B.: ZFM 1920, S. 166 und Nachrichten für Luftfahrer, Jahrgang 1921, Heft 3, Nr. 38, wo über die Leitner-Watts-Metallschrauben berichtet wird; ebenso Aeronautics vom 23. Dez. 1920, S. 450, 459 und vom 6. Jan. 1921, S. 5; The Aeroplane vom 1. Dez. 1920, S. 850 und Flugsport vom 22. Dez. 1920, S. 585. Über andere Bauarten vgl. Nachrichten für Luftfahrer 1921, Heft 15, Nr. 42.

[3]) Vgl. die schon erwähnte Stelle Nachrichten für Luftfahrer 1921, Heft 15, Nr. 42; ferner ZFM 1920, Luftfahrt-Rundschau S. 149/150, TL 18; S. 305/306, Nr. 3739.

[1]) Siehe ZFM 1919, Luftfahrt-Rundschau in Heft 17/18, S. XI, Nr. 0117.

[2]) Vgl. das Röntgenbild einer durchschossenen Stange im Propeller (Abb. 6).

[3]) Angeführt aus dem Prüfbericht der Kaiserlichen Werft und dem Schlußgutachten der Reichswerft Kiel, abgedruckt in »Automobil- u. Flugverkehr« vom 30. März und 30. April 1920, Heft 3 und 4, S. 431/436 und 468/469.

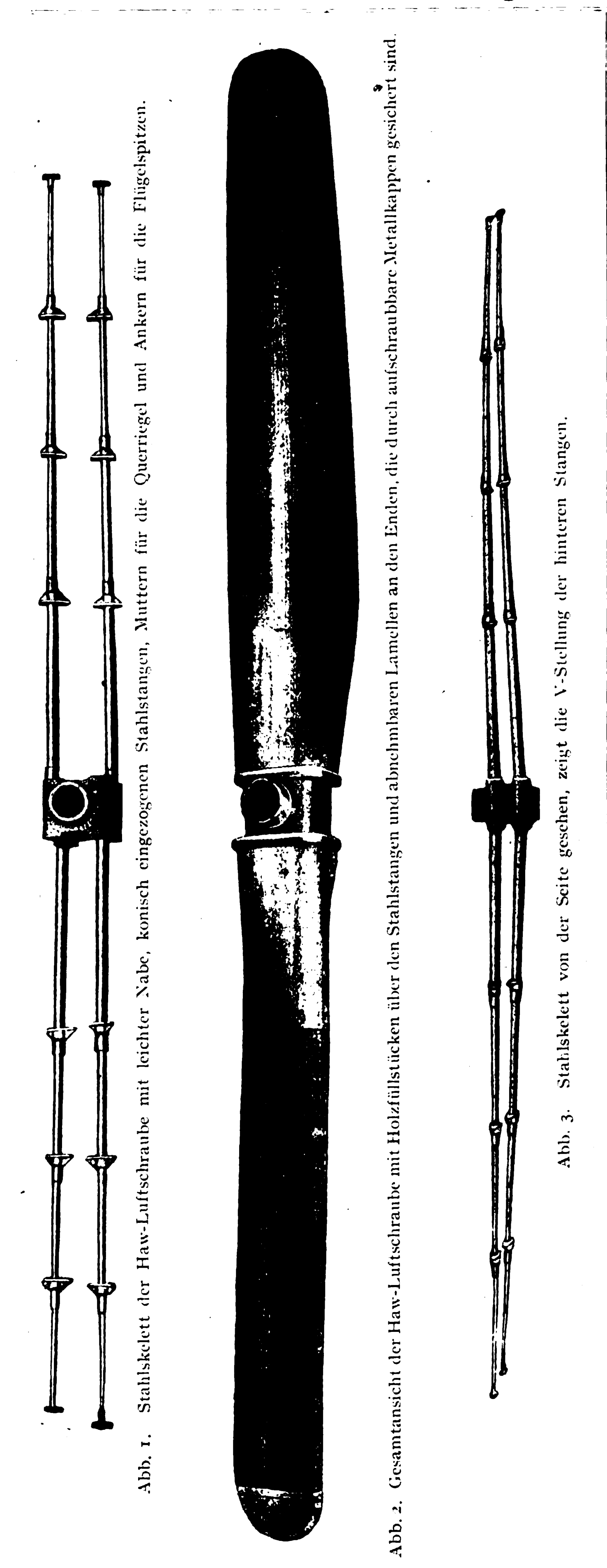


Abb. 1. Stahlskelett der Haw-Luftschraube mit leichter Nabe, konisch eingezogenen Stahlstangen, Muttern für die Querriegel und Ankern für die Flügelspitzen.

Abb. 2. Gesamtansicht der Haw-Luftschraube mit Holzfüllstücken über den Stahlstangen und abnehmbaren Lamellen an den Enden, die durch aufschraubbare Metallkappen gesichert sind.

Abb. 3. Stahlskelett von der Seite gesehen, zeigt die V-Stellung der hinteren Stangen.

als Maß für die Zuverlässigkeit im Betrieb und für die ganze Lebensdauer, also für die Rentabilität. Da der Haw-Propeller sich außerdem nicht verzieht, so ist er die gegebene Luftschraube für den Flugverkehr.

Die Stahlskelettbauart gestattet auch eine weitgehende Anpassung des Propellers an die Motorleistung. Um beim Nachlassen des Motors, wenn er z. B. lange nicht überholt ist, doch noch einen Start zu ermöglichen, wird bei dieser Bauart

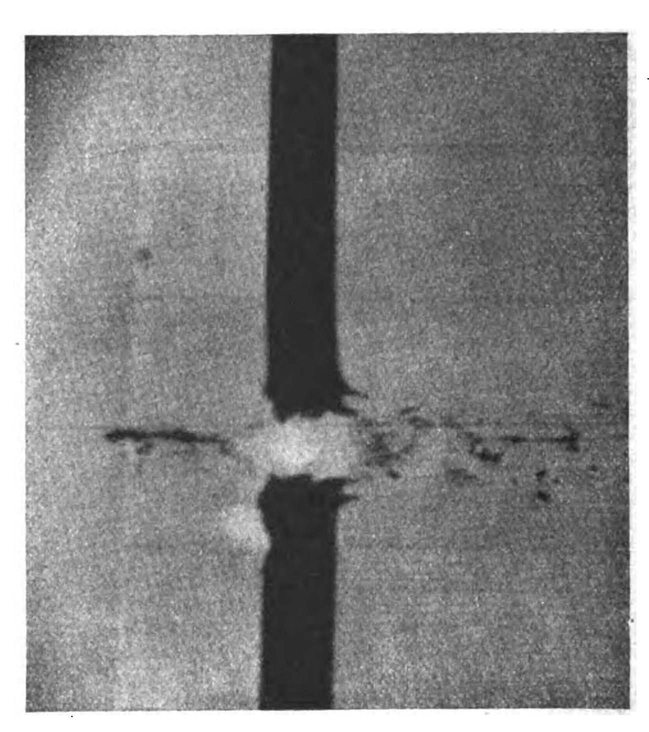


Abb. 6. Nach einer Schußprobe. Zeigt den Zustand der Stange nach dem Durchschuß und die geringe Splitterwirkung im Holz der Luftschraube.

einfach die Metallkappe an der Spitze abgenommen, die nötige Anzahl Lamellen entfernt, die Kappe wieder aufgeschraubt und der Propeller ist fertig zum Gebrauch mit einer geringeren Leistungsaufnahme (Abb. 7).

Der gleiche Grundsatz dient auch zum Bau von Bremsschrauben für Flugmotoren und von Bremsflügeln für Kraftfahrzeugmotoren.

An den Vortrag schloß sich eine lebhafte Aussprache, in der u. a. das Wort nahmen:

Reißner: Ich möchte Herrn Haw zustimmen, daß seine Propeller jedenfalls viel weniger Neigung zum Verziehen haben werden als Holzpropeller. Die Wetterbeständigkeit ist besonders für Überseetransporte und Tropendienst wichtig.

Denselben Zweck verfolgen ja auch die Versuche mit Metallblechpropellern, und nur der Wettbewerb beider Bauarten kann zeigen, welche vorzuziehen ist. Die Bemerkung von Herrn Haw über mich bezog sich wohl auf eine Bauart, die ich 1910 auf der Ila zum Wettbewerb geschickt hatte. Ich habe im Kriege Stahlblechschrauben gebaut, die aus langen Stahlblechstreifen so zusammengesetzt waren, daß möglichst wenig Treibarbeit nötig war, und habe in bezug auf Festigkeit und Leichtigkeit gute Erfolge gehabt. Die Schrauben, drei Stück, sind monatelang aufs heftigste geprüft worden, und eine ist schließlich nach sehr langer Betriebsdauer an einer zu stark befeilten Schweißnaht allmählich eingerissen. Ich gab die weitere Herstellung auf, weil Herr Hirth, mit dem ich zusammenarbeitete, ähnliche Propeller aus Stahlrohr, im Stande verstellbar, herzustellen begann und wir unsere Arbeit nicht zersplittern wollten. Heute halte ich das erstere Prinzip doch für besser. Was bei allen Metallblechpropellern immer schwierig sein wird, wenn man nicht Matrizen für Massenherstellung hat, ist die Treibarbeit. Bequemer herstellbar wäre ja ein Propeller aus Aluminiumguß, aber solche werden bei genügender Festigkeit und genügenden sonstigen Abmessungen immer zu schwer werden, abgesehen von der besonderen Empfindlichkeit jeden Gusses gegen Vibrationen.

Schmiedel: Stehen die Stahlstangenenden bei Verkürzung der Luftschrauben nicht aus der Spitze heraus?

Everling: Es genügt eine geringe Durchmesseränderung, da die Leistungsaufnahme sich mit der vierten Potenz des

Durchmessers ändert. Das ist ein grundsätzlicher Vorzug dieses Verfahrens zur Leistungsänderung.

Haw: Der Einfluß der Durchmesseränderung beim Anpassen der Luftschraube an die Motorleistung ist sehr groß, daher ist Verstellbarkeit auch bei kurzen Kappen ausreichend.

Reißner hat bereits einmal eine einzelne Stahlseele an einer Verstellschraube versucht und schlechte Erfahrungen infolge Dauerbruch damit gemacht. Allerdings führte damals eine kleine nicht beachtete Anbohrung an der Wurzel zum Bruch; bekanntlich müssen bei Vibrationen die kleinsten Einkerbungen vermieden werden. Immerhin sei er daraufhin mit Erfolg zu anderen Konstruktionsgrundsätzen, als der Anwendung einer elastischen Stahlseele, übergegangen, und es sei danach nie wieder ein Bruch vorgekommen. Die Haw-Luftschrauben könnten als Träger aufgefaßt werden, deren Gurtungen die beiden Stahlseelen, und deren Stegplatte die Lamellen sind. Ein solches System sei in sich versteift und nicht so flatterhaft wie eine einzige Stahlseele. Er glaube gern, daß durch Verwendung von zwei so gegeneinander verbundenen Stahlstäben die Nachteile vermieden sind.

Hachmann fragt nach den Preisen.

Haw: Der Preis verhält sich wie bei den hölzernen Luftschrauben. Er richtet sich nach der Liefermenge. Jedoch stellt er sich nicht höher als M. 3000 für eine Luftschraube, einschließlich Nabe.

Fischer: Eine Nabe für einen 160 PS-Motor kostet M. 1200, die Holzluftschraube gegenwärtig etwa M. 1600.

Seppeler: Wie ist die Schubkraft? Die Auftriebsziffer des dicken Profils am Blattende muß schlecht sein.

Haw: Die Haw-Schraube ist im Schub den Holzpropellern überlegen.

Seppeler: Die schweren Massen am Blattende sind günstig. Holzschrauben verzehren durch Vibrationen viel Arbeit.

Everling: Beim Haw-Propeller hat man für die Wahl der Profile freie Hand, solange die Stahlstangen sich unterbringen lassen. Denn das Holz hat nichts zu tragen. Rohrbachs Angabe einer Laufzeit von 8000 h bezieht sich auf die Störungswahrscheinlichkeit im Betriebe. Die Lebensdauer ist jedenfalls viel geringer.

Fischer: Nach amerikanischen Angaben ist die Betriebsdauer einer Luftschraube sehr gering. Die Angaben — 45 Betriebstunden für mittlere, 160 h für bessere Schrauben — treffen aber zu. Sie sind auch von Japan bestätigt. Holzluftschrauben sind auch nur in dem Klima zu verwenden, in dem sie hergestellt sind.

v. Parseval: Hängen die Lamellen an der Spitzenkappe?

Haw: Nein. Sie sind gruppenweise auf den Stahlarmen verankert.

v. Parseval berichtet über eigene Versuche mit unstarren Luftschrauben (Stoffschrauben). Allgemein müsse der Schwerpunkt im Druckmittel des Blattes liegen, sonst träten Vibrationen auf. Bisher wäre das konstruktiv nicht zu erreichen gewesen. Eine Verdrehschwingung im Betriebe wäre dann unvermeidlich. Redner ist der Ansicht, daß bei richtigliegendem Schwerpunkt der Propeller so biegsam wie möglich sein müsse.

Carganico: Die Lebensdauer stimmt etwa. Jedoch ist dabei die Verwendungsart der Luftschraube wichtig. Die Betriebsdauer von Holzschrauben bei Konkurrenzflügen beträgt 20 h, bei Verkehrs- und Schulflügen 100 bis 120 h.

Borck: Bei der Frage der Betriebsdauer müssen Bruchschrauben ausscheiden. Dann ergeben sich im Kriege für Holzschrauben rd. 300 Betriebstunden.

Rozendaal: Das Klima ist auch dabei wesentlich. Haw-Schrauben scheinen infolge größerer Angriffsfläche leichter zu verquellen.

Herrmann berichtet über ausländische Windkanalversuche mit dicken Profilen bei 200 m/s. Die dicken Profile sind hierbei überlegen.

v. Parseval: Nicht der Auftriebsbeiwert, sondern die Gleitzahl ist wichtig.

Herrmann: Auch die Gleitzahl ist günstig, aber sehr ungenau gemessen.

Ruppel zweifelt die Haltbarkeit der Haw-Schraube an, da sie Hirnholzlamellen enthält.

Hachmann: Hirnholzlamellen sind tropenbrauchbar.

Reißner schlägt Bakelit-Lamellen vor.

Borck: Diese sind auch hygroskopisch.

Haw: Auf Seeflugzeugen sind keine Anstände beobachtet worden. Ein Verquellen der Lamellen ist unbedenklich, da die Steigung sich nicht ändert.

Seppeler berichtet über Chromnickelstahlblechschrauben der Bismarckhütte, deren Spitze aus Wirkungsgradrücksichten sehr dünn war, was aber für die Herstellung wegen dünner Gußmatrize sehr ungünstig wurde. Sonst aber sind hohle Stahlblechschrauben sehr aussichtsreich, insbesondere wenn es sich bestätigt, daß dicke Flügelspitzen günstig sind.

Fischer: Dicke Profile sind bei der Haw-Schraube unbedenklich.

Herrmann fragt nach der Betriebsdauer des Haw-Propellers.

Haw: Bisher sind 600 h festgestellt; die Betriebsdauer ist aber wahrscheinlich noch größer.

Hachmann fragt nach der Herstellung; er schlägt gleichzeitig Pappelholz vor.

Reißner fragt nach Tränkverfahren im Vakuum mit Paraffin, wie es Schütte-Lanz gemacht hat und erwähnt Lackierung mit giftigen Anstrichen gegen Insektenfraß.

Fischer. Das Verfahren von Schütte-Lanz hat sich bewährt, kommt aber sehr teuer. In Amerika versuchte man bei der Paragon-Luftschraubenfabrik ein ähnliches Verfahren. Die Auswechselbarkeit der Lamellen bei der Haw-Schraube ist sehr wertvoll.

Rozendaal weist auf bisher unbekannte argentinische Holzarten hin. Die Verwendung von giftigen Lacken zum Erreichen der Tropenbrauchbarkeit ist bereits eingeführt und hat sich bewährt.

Borck: Das Verleimen getränkter und das Tränken geleimter Hölzer ist schwierig. Der Leim leidet darunter.

Krupp: Wie verhält sich der Haw-Propeller beim Bruch?

Haw: Er verbiegt sich.

Krupp: Das ist nachteilig, da dann bei jedem Bruch der Motor beschädigt wird.

Haw: Nein. Bei schwereren Brüchen leidet der Motor ohnehin, bei leichten Kopfständen bleibt beides unbeschädigt, oder die Schraube läßt sich ausbessern.

Reißner: Wenn weiter keine Bemerkung gewünscht wird, darf ich wohl im Namen der Versammlung Herrn Haw für seinen Vortrag, der ein aktuelles Problem der modernen Flugtechnik in fesselnder und anregender Weise behandelt hat, wärmstens danken.

Einiges über das Materialprüfwesen in Flugzeugfabriken.

Von K. Balaban.

Eine der größten Errungenschaften des menschlichen Geistes ist unzweifelhaft die Besiegung der Luft durch das Flugzeug. Der ungeheure Aufschwung, den gerade diese Erfindung in den letzten Jahren genommen hat, läßt uns fast ganz vergessen, wie jung eigentlich diese Schöpfung noch ist; denn was im Jahre 1906 noch als Utopie galt, war ganz kurze Zeit nachher bereits Wirklichkeit geworden und ist heute, nach etwa 12 Jahren, bereits so weit entwickelt, daß man ganz ernsthaft an einen Verkehr durch die Luft denkt; und die Leistungen des Flugzeuges im Kriege dürften jedem einzelnen wohl noch zu gut in Erinnerung sein, als daß man sie besonders erwähnen müßte.

Bei dieser unglaublich raschen Entwicklung drängt sich nun von selbst die Frage nach den Ursachen auf, wieso es denn möglich gewesen ist, das Flugzeug, das vor dem Kriege noch ein Sportmittel gewesen ist, auf diese Höhe der Entwicklung zu bringen!

Als erste Tatsache erscheint dann die theoretische Behandlung der wichtigsten Probleme. In den zahlreichen Laboratorien an den verschiedenen Hochschulen des In- und Auslandes wurde die große Reihe der aerodynamischen Fragen im künstlichen Winde geprüft, wichtige Ergebnisse dadurch gewonnen und auf diese Art die Industrie vor kostspieligen und häufig genug zwecklosen Versuchen bewahrt. Es wurde in den Laboratorien bereits ermittelt, welche Tragflächenprofile

z. B. ganz besonders zur Erreichung hoher Geschwindigkeiten, andere wieder zur Erzielung vorteilhafter Steigzeiten sich besonders eignen. Wir sind heute in der Lage, ohne weiteres aus den Versuchen für die verschiedenen Zwecke geeignete Formen zu entnehmen und planmäßig daraus andere abzuleiten. Diese theoretischen Forschungen auf dem Gebiete der Aerodynamik waren wohl in erster Linie für die Weiterentwicklung der Flugtechnik ausschlaggebend. Es ist dies eine alte Erscheinung, daß mit dem Einsetzen wissenschaftlicher Behandlung eines Stoffes auch eine raschere Entwicklung des betroffenen Fachgebietes zu bemerken ist.

Ein zweiter Punkt, der eine ähnliche Entwicklung durchmachte und auch für das Weiterkommen des Flugzeugbaues von ausschlaggebender Bedeutung war, ist die Vervollkommnung der Methoden für die Festigkeitsberechnungen. Während früher jedes Flugzeug rein »nach dem Gefühl« gebaut wurde und, wenn es sich als zu schwach erwies, eben verstärkt wurde bis es endlich aushielt, sind die gegenwärtigen Methoden der Berechnung so weit entwickelt, daß wir uns im großen und ganzen damit zufrieden geben können. Ein gut Teil der Unglücksfälle zu Beginn der Luftschiffahrt sind diesem versuchsweisen Dimensionieren zuzuschreiben, und selbst in den ersten Jahren des Krieges kamen noch zu wiederholten Malen Flügelbrüche vor, und zwar infolge schlechter Dimensionierung. Es konnten eben die bei den Berechnungen gemachten Voraussetzungen in der Praxis nicht eingehalten werden, so daß erst dafür wieder eine Abhilfe gesucht werden mußte. Das gelang auch tatsächlich, als man daran ging, die Resultate der Berechnungen in geeigneten mechanischen Laboratorien zu überprüfen. Dort konnten die Rechnungsmethoden an Versuchen im kleinen oder, wenn nötig, auch im großen Maßstab überprüft und dann so weit vervollkommnet werden, daß hinreichende Übereinstimmung erzielt wurde. Und erst als man auch auf diesem Gebiete sehr große Fortschritte gemacht hatte, konnte man sich beruhigt in ein Flugzeug setzen, mit der Gewißheit, daß Unglücksfälle nur mehr unberechenbaren Zufälligkeiten zuzuschreiben sind und das Risiko daher kein größeres ist als bei jedem anderen Verkehrsmittel.

Wir sehen also, daß ein entsprechendes Materialprüflaboratorium eine der wichtigsten Abteilungen einer Flugzeugfabrik darstellt und von ihrem klaglosen Funktionieren der gefahrlose Betrieb der Flugzeuge abhängt. In diesem Sinne ist daher auch der damit zusammenhängende Fortschritt als ein noch größerer zu betrachten als der der theoretischen Forschung auf dem Gebiete der Aerotechnik selbst. Es ist hier nicht der Ort, über die verschiedenen Ergebnisse dieser Forschungen zu sprechen, es soll vielmehr nur gezeigt werden, wie eine derartige Versuchsabteilung eingerichtet sein muß, um ihrem Zwecke zu entsprechen.

Außer der Materialprüfung im engeren Sinne des Wortes obliegt einer solchen Versuchsabteilung auch die Prüfung aller zum Einbau in die Flugzeuge bestimmten Apparate, wie z. B. der Höhenmesser, der Umdrehungszähler, Zeituhren, Benzinuhren u. dgl. Daher gehören auch die Vorrichtungen zur Kontrolle der früher genannten Instrumente außer den verschiedenen Materialprüfungsmaschinen zum Inventar.

Es soll nun im folgenden eines der besteingerichteten Laboratorien des ehemaligen Österreich-Ungarn beschrieben werden. In dieser Beziehung marschierte die Ungarische Flugzeugwerke-Akt.-Ges. in Budapest-Albertfalva an der Spitze. Dieses während der letzten zwei Jahre des Krieges eingerichtete Laboratorium (Abb. 1) besteht aus drei Räumen, die zusammen etwa 205 m² Grundfläche bedecken. Der ganze Raum zerfällt in das eigentliche Laboratorium, das 17,50 m lang und 6,75 m breit ist, in das Zimmer des Leiters der Abteilung (6,75 m breit und 7,30 m lang), in welchem auch die Dunkelkammer eingebaut ist, und in eine Werkstatt von 6,75 m Breite und 4,80 m Länge, die zur Herstellung von Schlosserarbeiten, Dreharbeiten u. dgl. eingerichtet ist und ständig außer einem Dreher drei bis vier Schlosser vollauf beschäftigte. Die Einrichtung bestand daher auch aus einer großen Feilbank für die vier Schlosser, einer kleinen Präzisionsdrehbank von 150 mm Spitzenhöhe und 750 mm Drehlänge, einer kleinen Hobelmaschine, einer Bohrmaschine u. einer sehr kräftigen Blechschere. Ein eigener Elektromotor trieb die Werkstattstransmission, die in das eigentliche Laboratorium hinein verlängert ist, an.

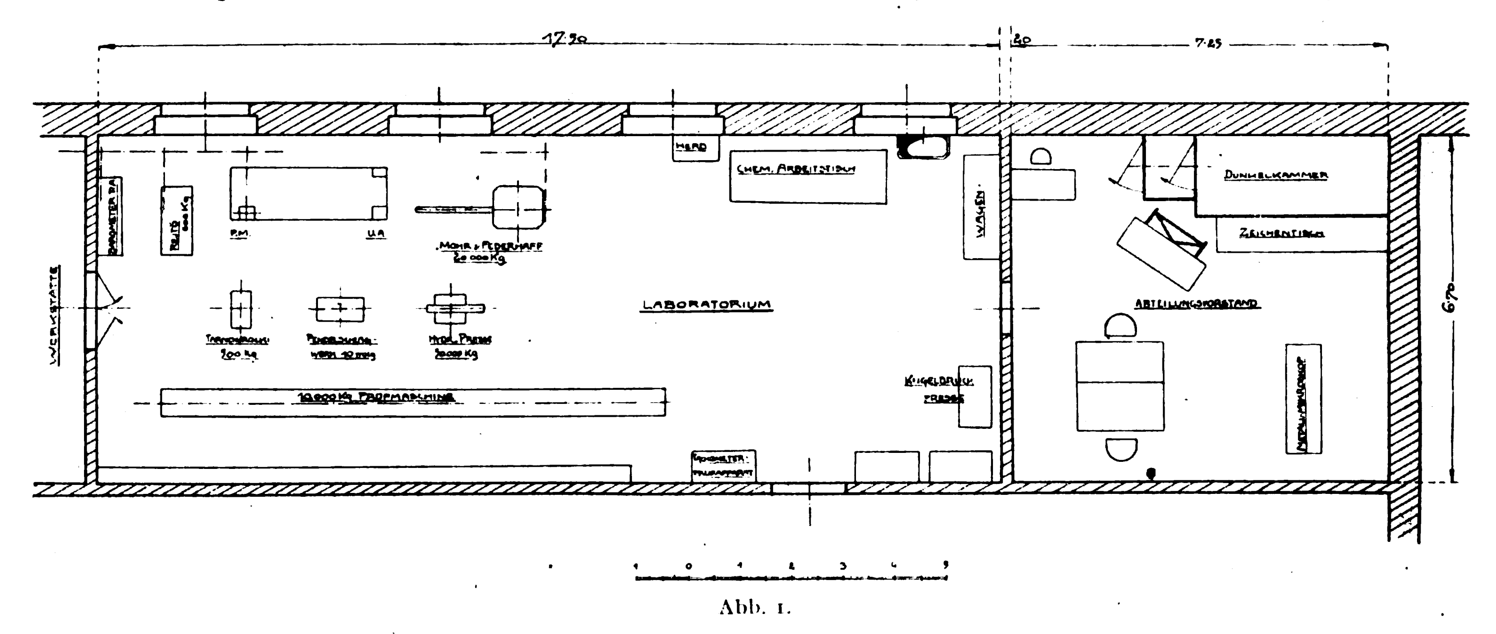


Abb. 1.

Im Laboratorium sind aufgestellt:

Eine liegende Materialprüfmaschine von Tarnogrocki, für 10 t maximaler Kraftleistung und 7 m Einspannlänge;

eine Zerreißmaschine von Mohr & Federhaff für 20 t größter Kraftleistung und 2 m maximaler Einspannlänge. Diese Maschine ist für Druck und Biegung umstellbar;

eine 500-kg-Zerreißmaschine von Tarnogrocki für 15 mm größte Einspannbreite;

eine Zerreißmaschine, Bauart Prof. Rejtö, für 150 mm größte Einspannbreite und veränderlichem Meßbereich (120 kg, 240 kg, 480 kg und 600 kg). Diese Maschine ist speziell für Stoffprüfung gebaut;

eine hydraulische Presse für 50000 kg größte Kraftäußerung und Biegevorrichtung für 10000 kg, gebaut von der Werkstatt des Laboratoriums Prof. Rejtö am Budapester Polytechnikum;

eine Kugeldruckpresse der Aktiebolaget Alpha in Stockholm für 3000 kg größten Druck samt Meßmikroskop;

ein Pendelhammer für 10 mkg Leistung, gebaut von Mohr & Federhaff mit Einrichtung für Schlagzerreißversuche;

ein Umschlagapparat für Bleche und Drähte;

Außer diesen Materialprüfmaschinen waren aufgestellt:

Eine Höhenmesserprüfanlage;

eine Tourenzählerprüfanlage, gebaut von der Firma Süß in Budapest;

ferner ein Arbeitstisch für chemische Arbeiten und die entsprechenden Wagen, eine 5-kg-Wage mit 0,01 g Empfindlichkeit und eine Analysenwage mit 0,0001 g Empfindlichkeit.

Im Zimmer des Leiters der Abteilung ist ferner ein großes Metallmikroskop nach Le Chatelier, gebaut von der Firma C. Reichert in Wien, aufgestellt.

Zur Vermeidung von Schwingungen infolge von Erschütterungen durch die umliegenden Werkstätten ist dafür ein eigenes Fundament bis auf festen Boden geführt und durch einen breiten Schlitz isoliert. Das Mikroskop ist auch für Mikrophotographie eingerichtet und daher die Dunkelkammer in nächster Nähe ebenfalls im Zimmer angeordnet. Sie hat Doppeltür, um auch während der Arbeit den Raum betreten oder verlassen zu können.

Die Inneneinrichtung ist charakterisiert durch vollständige Trennung des Entwicklungsprozesses (an der Mauer des Gebäudes) und der übrigen Arbeiten, wie Platteneinlegen, Kopierverfahren u. dgl. an der gegenüberliegenden Wand. Die Stirnwand hat einen Tisch, auf welchem der Vergrößerungsapparat angeordnet ist. Selbstverständlich ist die Dunkelkammer mit Wasserleitung, elektrischem Licht, Ventilation versehen, wie überhaupt bei der Anlage und Einrichtung des ganzen Laboratoriums von seiten der Firma keinerlei Kosten gescheut wurden, um eine allen Anforderungen entsprechende Anlage zu schaffen.

Es sollen nun die verwendeten Maschinen näher beschrieben werden.

10000-kg-Materialprüfmaschine von Tarnogrocki.

Diese liegend gebaute Maschine erlaubt die Einspannung von 7 m langen Versuchsstücken. Die Krafterzeugung erfolgt mit Schraube und Mutter, durch Drehen eines oder auch zweier Handräder unter Zwischenschaltung eines Vorgeleges und einer Schnecke. Die Kraftmessung geschieht mit einer Neigungswage, deren Ausschlag durch direkte Eichung einer Kreisskala die Kraft in kg angibt. Schneiden sind überall vermieden, weil sie bei dem großen Ausschlag des Gewichtes von nahezu 90° unmöglich sind. Die Lagerung des Gewichtshebels geschieht in Kugellagern, die der dazwischengeschalteten Hebel in gewöhnlichen Zapfen, die zur Vermeidung zu großer Reibungen so ⊃ abgedreht sind.

Die ganze Maschine ist, wie schon erwähnt, horizontal angeordnet, wie aus Abb. 11 deutlich ersichtlich ist.

Diese in allen Flugzeugfabriken aufgestellte Maschine hat sich als sehr wenig zweckentsprechend erwiesen. In den Hebelauflagern, die nur nach Demontage des ganzen Kraftanzeigers gereinigt werden können, treten infolge der großen spezifischen Pressungen Deformationen auf, so daß die Lastanzeige bedeutende Ungenauigkeiten aufweist. Diese Maschine zeigte nach sorgfältiger Reinigung aller Teile bei der darauf vorgenommenen Eichung einen Fehler, der im unteren Bereich etwa 14 vH und im höchsten Meßbereich noch etwa 7 vH betrug! Sie entsprach also durchaus nicht den Anforderungen, daß nämlich die Genauigkeit der Kraftmessung $\pm$ 1 vH beträgt. Nach durchgeführter Eichung wurde die Skala entsprechend geändert, die Maschine aber auch dann nur für gröbere Untersuchungen verwendet, oder die Angaben an einem dazwischengeschalteten Manometer, der besonders geeicht worden war, im Meßbereich von 0 bis 1000 kg (in dem die größten Abweichungen auftraten) gleichzeitig kontrolliert.

Im übrigen ist aber die ganze Maschinenanordnung für Versuche mit fertigen Stücken recht günstig und die Maschine bei Kenntnis der Fehler, also bei häufiger Wiedereichung, auch verwendbar. Aus diesem Grunde hat während des Krieges auch die Firma Amsler-Laffon & Sohn eine liegende Maschine für 7 m Einspannlänge gebaut, die mit hydraulischem Antrieb arbeitet und an einem Pendelmanometer die Kraft abzulesen gestattet. Meines Wissens ist aber die Maschine nicht mehr fertiggestellt worden, war übrigens auch so teuer, daß sie für ein Privatlaboratorium nur schwer beschaffbar war (sie kostete bereits während des Krieges etwa Frs. 25000).

Die oben beschriebene Maschine von Tarnogrocki gestattet auch die Prüfung auf Druck, Biegung und Knickung und die Durchführung verschiedener anderer Erprobungen, für welche Spezialvorrichtungen mitgeliefert werden, z. B. Kettenprüfung, Räderprüfung, Erprobung von Gummiringen u. dgl. Der Antrieb geschieht dabei von Hand aus, während die

20000-kg-Zerreißmaschine von Mohr & Federhaff[1])

für den Antrieb durch ein Reibradvorgelege ausgestattet ist. Auch bei dieser Maschine erfolgt die Kraftausübung durch Schraube und Mutter, und zwar so, daß durch das Reibradvorgelege die Zerreißgeschwindigkeit von 0 bis etwa 30 mm/min gesteigert werden kann. Die Maschine ist für 2 m lange Versuchstücke mit extra hohen Säulen gebaut worden. Die Kraftmessung geschieht durch eine Laufgewichtswage durch Verschieben des Laufgewichtes, wobei durch Abheben eines Teiles des Gewichtes der Meßbereich auf ein Zehntel des Gesamtbereiches, also auf 0 bis 2000 kg eingestellt werden kann.

Die Überprüfung der Lastanzeige kann mit sog. Kontrollwagschalen erfolgen. Der Vorgang ist aus dem Schema Abb. 2 ohne weiteres zu verstehen. Die Maschine ist auch für Druck- und Biegungsversuche eingerichtet, für welchen Zweck besondere Vorrichtungen eingebaut werden müssen. Der Meßbereich geht bei Biegeversuchen und Druckproben auch bis 20000 kg, doch werden die Druckversuche fast immer auf der

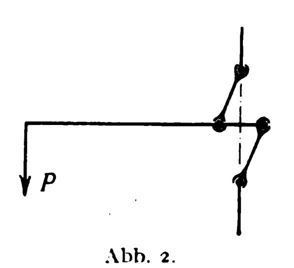
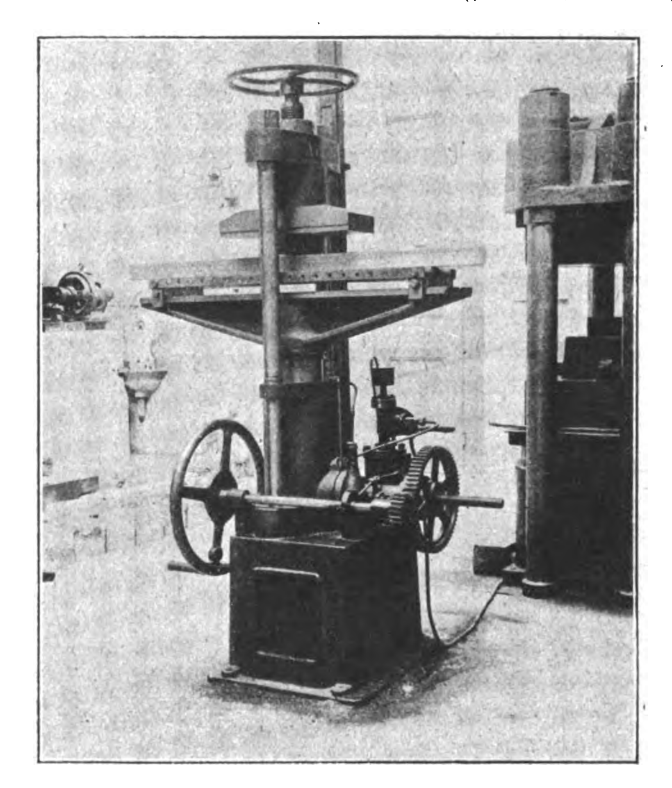


Abb. 2.

50000-kg-hydraulischen Presse

ausgeführt (Abb. 3). Hier erfolgt die Kraftäußerung durch gepreßtes Öl, die Kraftmessung durch ein offenes Quecksilbermanometer. Auch hier kann durch einen Reduktor der Meßbereich auf 5000 kg, gleich ein Zehntel des Gesamtbereiches, beschränkt werden, wodurch die Genauigkeit der Ablesung


Abb. 3.

bedeutend zunimmt. Der Preßkolben ist in den Zylinder eingeschliffen und spielt so leicht, daß selbst 5 kg aufgelegt bereits abgelesen werden können. Die ganze Maschine wurde in der Werkstatt des Laboratoriums Prof. Rejtö der Budapester Technischen Hochschule gebaut und ist in mehreren Exemplaren auch an der dortigen Hochschule in Verwendung.

[1]) Der allgemeine Aufbau der wichtigsten Materialprüfmaschinen darf wohl als bekannt vorausgesetzt werden, so daß sich Abbildungen erübrigen.

Der Preßzylinder hat ein Querhaupt, das für Biegeversuche dient. Die größte Auflagerentfernung beträgt 1,20 m, der dabei zulässige größte Druck 10000 kg.

Von den übrigen Maschinen ist die

500-kg-Zerreißmaschine von Tarnogrocki

wegen der größten zulässigen Einspannbreite von 15 mm nur für sehr wenige Versuche brauchbar. Sie ist auch auf dem-

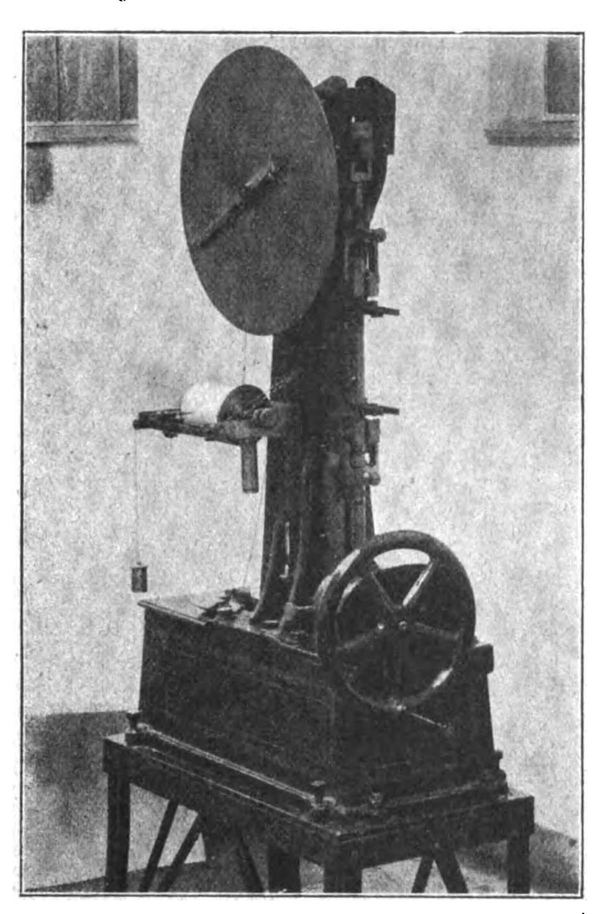


Abb. 4.

selben Prinzip aufgebaut wie die 10000-kg-Maschine: Kraftäußerung durch Schraube und Mutter, Kraftmessung durch Neigungswage. Auf dem Bilde sieht man auch den aufmontierten Diagrammapparat (Abb. 4).

Eine sehr schöne Konstruktion zeigt die kleine

Zerreißmaschine von Prof. Rejtö (Abb. 5),

die ursprünglich für Papierprüfung entworfen wurde und hier

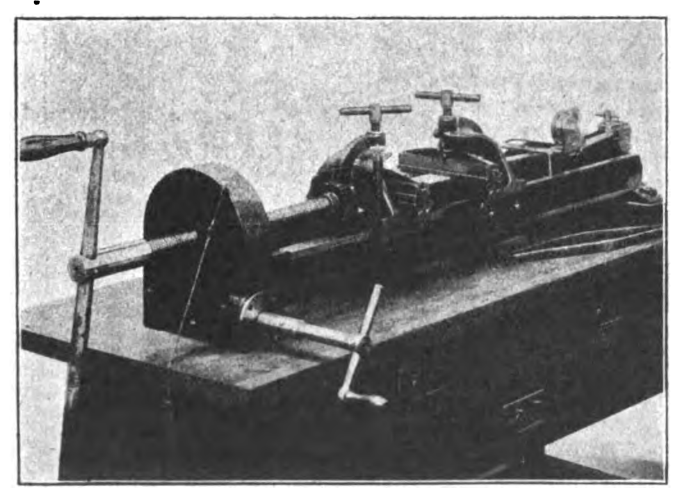


Abb. 5.

speziell für Leinwandprüfung Verwendung findet. Kraftäußerung erfolgt wieder durch Schraube und Mutter unter Dazwischenschaltung einer Schnecke. Die Kraftmessung erfolgt aber mit Federn. Dadurch ist man in der Lage, verschiedene Meßbereiche zu verwenden und die Federn dem jeweiligen Zwecke anzupassen. So wurde beispielsweise für Leinwand, die bei 10 cm breiten Streifen eine Zerreißlast von etwa 120 kg aufweist, Federn verwendet, die maximal 240 kg anzeigen. Die Messung erfolgt mit Hilfe von Diagrammen, wobei 1 cm Kräftemaßstab bei dieser Feder 40 kg, also jeder mm 4 kg entspricht.

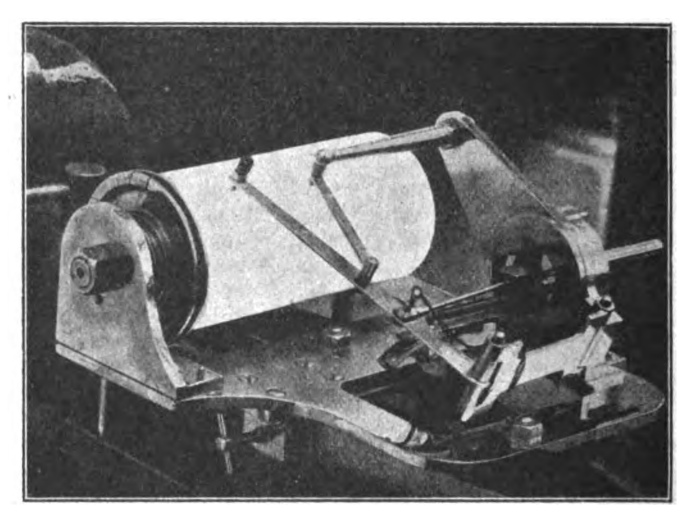


Abb. 6.

Die Maschine ist für maximal 600 kg gebaut, arbeitet äußerst genau, ist sehr anpassungsfähig und hat auch Backen für Holz, Metall u. dgl. Abb. 6 zeigt den Diagrammapparat dieser Maschine.

In unserer Werkstatt wurde endlich noch ein Stufenvorgelege für Riemenantrieb dazu gebaut, das drei verschiedene

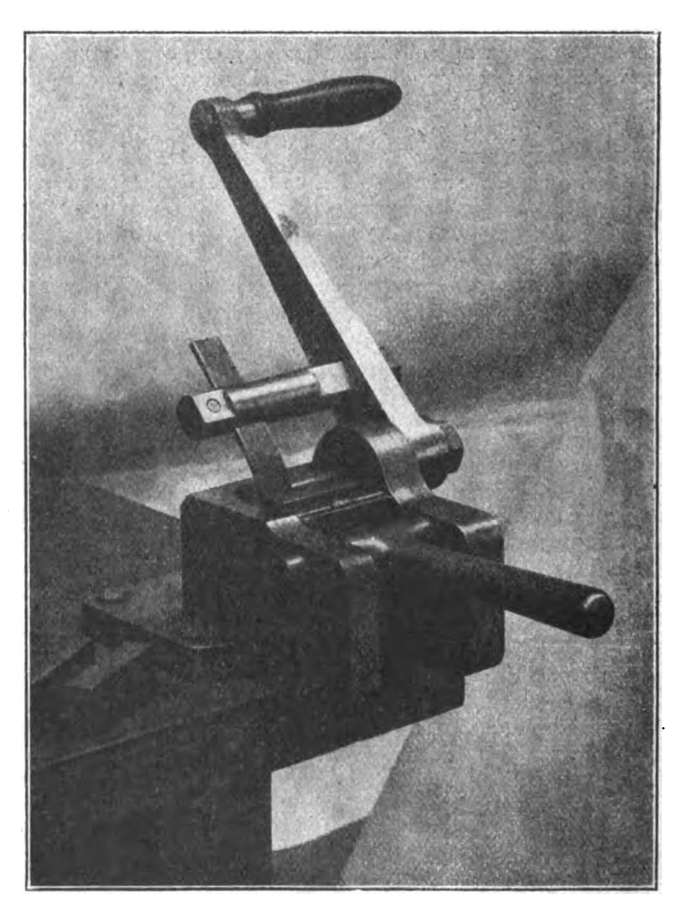


Abb. 7.

Zerreißgeschwindigkeiten einzustellen erlaubt und von der Laboratoriumstransmission angetrieben wird.



Zur Eichung ist ein Hebel 1 : 10 mitgegeben, der durch direkte Gewichtsbelastung die einzelnen Laststufen einzustellen erlaubt und so die Proportionalität der Federwage und damit die Genauigkeit der Diagrammangabe kontrolliert. Durch diese einfache Vorrichtung ist man in der Lage, vor und nach einer größeren Reihe von Versuchen rasch und sicher die Richtigkeit der Anzeigen zu überprüfen. Auch diese Maschine wurde vom Werkstättenleiter Csonka des Laboratoriums Prof. Rejtö gebaut.

Von ganz besonderer Bedeutung für die Flugzeugfabriken ist ferner der

Umschlagapparat,

der aus Abb. 7 deutlich ersichtlich ist. Die Abrundungsradien der Klemmbacken sind gleich der Blechstärke gewählt (0,5, 0,75, 1, 1,5, 2, 2,5, 3, 3,5), das Umbiegen erfolgt mit Hilfe eines einfachen Hebels.

Die Kugeldruckpresse,

Bauart Brinell, in der Ausführung der Aktiebolaget Alpha in Stockholm dient zur Feststellung der sog. »Härtezahl«. Sie

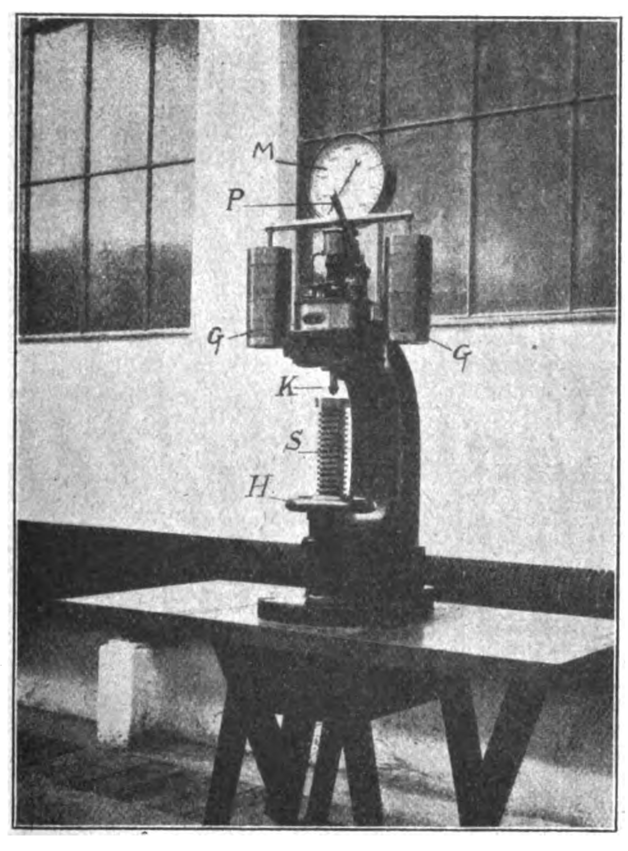


Abb. 8.

besteht aus einer Art hydraulischen Presse, deren Kolben eine Stahlkugel K von 10 mm Durchm., geeignet gefaßt, in das zu untersuchende Material einpreßt. Der größte Druck beträgt 3000 kg. Zur groben Ablesung dient ein Manometer M, die richtige Einstellung des jeweiligen Druckes erfolgt aber durch Belastung eines Überdruckventiles, durch die in der Abb. 8 deutlich sichtbaren Gewichte G. Sind sämtliche Gewichte aufgehängt, so entspricht dies 3000 kg Druck, wenn der Stempel mit dem Arm und den Gewichten gehoben wird und schwebt. Der Gewichtssatz ist so gewählt, daß er 500, 1000, 1500, 2000, 2500 und 3000 kg Druck einzustellen erlaubt. Der Flüssigkeitsdruck wird mit Hilfe einer kleinen Handpumpe P erzeugt, deren Griff ebenfalls zwischen den Gewichten sichtbar ist. Je nach Größe des Probestückes schraubt man die Schraubenspindel S mit Hilfe des unten am Ständer sichtbaren Handrades H so weit in die Höhe, daß der Stempel mit der Kugel von oben zur Berührung gelangt.

Die Größe des Eindruckes wird dann mit Hilfe eines einfachen Meßmikroskopes bestimmt. Dazu ist ein Okularmikrometer eingebaut, so daß 0,1 mm bequem abgelesen werden können.

Zur Feststellung der Schlagfestigkeit dient das

10-mkg-Pendelschlagwerk,

dessen Aufbau wohl bekannt ist. Ein Hammer schwingt in einer horizontalen Achse in Kugellagern und trifft beim Fallen auf den Probekörper, durchschlägt ihn und schwingt über die Nullage hinaus. Dabei nimmt er einen Schleppzeiger mit, und es kann nun aus dem Hammergewicht und dem noch zurückgelegten Weg die lebendige Kraft berechnet und so die verrichtete Schlagarbeit berechnet werden.

In den Hammer kann auch der Probestab eingeschraubt werden, so daß er beim Schwingen des Hammers nicht durchgeschlagen, sondern zerrissen wird (»Schlagzerreißversuch«). Dieser Versuch ist zur Prüfung auf stoßweise Beanspruchung besonders von Bedeutung.

Das wichtigste Konstruktionsmaterial des Flugzeugbaues ist unbestreitbar das Blech. Mit Rücksicht auf die leichte Verbindbarkeit durch Schweißen und Löten wird wohl am meisten das dekapierte Stahlblech verwendet. Da alle Teile stets auf das äußerste beansprucht sind, muß die Prüfung auf das sorgfältigste durchgeführt werden.

Nachdem beim Eintreffen einer Sendung im Werk die Quantität im Lager überprüft ist, kommt jede Tafel in das Laboratorium und wird dort untersucht. Erfahrungsgemäß sind die Ränder der Blechtafeln am schlechtesten; es werden daher aus dem Rand zunächst Streifen von etwa 20 mm Breite aus der Walzrichtung und senkrecht dazu geschnitten und sodann auf dem Umschlagapparat der Hin- und Herbiegeprobe so lange unterzogen, bis der Streifen bricht. Natürlich hängt dies auch vom Abrundungshalbmesser ab, um den gebogen wird; meist läßt sich aber bei allen Konstruktionen der Grundsatz einhalten, das Blech um einen Halbmesser mindestens gleich der Blechstärke zu biegen. Ist das Blech zäh genug, dann kann man es einige Male hin- und herbiegen, ehe es bricht, und der Bruch hat ein schönes, feinkörniges Aussehen.

Sprödes Material dagegen zeigt ein grobkörniges Gefüge, und man hört schon beim Biegen ein knirschendes Geräusch; häufig tritt dann der Bruch schon nach ein oder zwei Biegungen ein. Der Zerreißversuch allein läßt auf das Verhalten des Bleches beim Biegen keine Schlüsse zu. Es kann vorkommen, daß die Zerreißstäbe genügende Dehnung aufweisen, selbst bis zu 35 vH und darüber, und doch bricht das Blech beim Biegen sofort. Der Biegeversuch ist daher zur Beurtei-

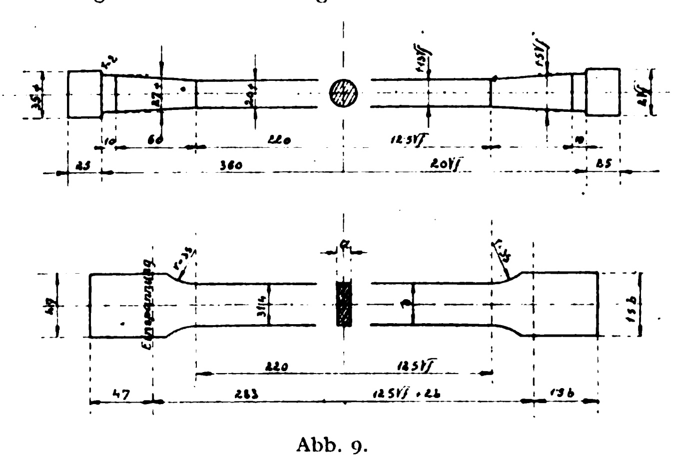


Abb. 9.

lung des Bleches unerläßlich, da er die Sprödigkeit am einfachsten erkennen läßt; sonst gibt nur noch die Schlagprobe darüber Aufschluß.

Entspricht der Rand nicht, dann wurde er so lange weggeschnitten, bis die spröden Teile weg waren. Erst dann wurde die Festigkeit selbst festgestellt.

Der Begriff der »Festigkeit« von Blechen ist aber eigentlich noch ein Problem. Abb. 9 zeigt den sog. Proportionalstab nach den allgemein gültigen Vorschriften. Die Breite b ist von der einfachen bis zur fünffachen Blechstärke beliebig, d. h. bei einem 1 mm starken Blech wäre die Breite des Stabes maximal 5 mm, bei 0,5 mm Blech sogar nur 2,5 mm! Aber selbst bei 3-mm-Blech gibt das erst 15 mm Breite, während Zuglappen häufig 30 mm und mehr breit sind. Man muß daher den Probestab ebenso breit machen, als das Blech verwendet wird. Damit ist der Querschnitt f schon gegeben, und es kann

die Meßlänge λ zur Bestimmung der Dehnung aus der Beziehung $\lambda = 11{,}3\sqrt{f}$ berechnet werden. Damit sind aber auch schon alle anderen Abmessungen gegeben. Bei großen Blechbreiten ist dann die Einspannung sehr schwierig, weil kleine Exzentrizitäten bereits falsche Resultate liefern. (Fortsetzung folgt.)

Das Handley-Page-Flügel-Patent.

Im Anschluß an die Berichte über die Wirkungsweise und die Versuchsleistungen von Flügeleinrichtungen nach Handley Page in Heft 11 unserer Zeitschrift vom 15. Juni 1921 geben wir nachstehend die grundlegende britische Patentschrift 157567 wieder. Das Patent lautet auf den Namen des Erfinders und der Handley Page Limited, Cricklewood, und ist am 24. Oktober 1919 (provisional specification) angemeldet. Die am 11. Juni 1920 eingereichte endgültige Fassung (complete specification), die am 24. Januar 1921 zur Patenterteilung geführt hat, lautet übersetzt:

»Bei Flugzeugen haben die Flügel und ähnliche Einrichtungen die Aufgabe, die Luft unter einem Winkel abzulenken, um so infolge der Änderung des Zustandes der Luft eine Auftriebskraft zu erzielen, und die Erfahrung hat ergeben, daß eine dicke oder stark gewölbte Fläche einen höheren Auftrieb pro Flächeneinheit ergibt als eine weniger gewölbte oder dünnere Fläche; doch hat die stark gewölbte Fläche den Nachteil, daß der Luftwiderstand bei kleinen Anstellwinkeln und kleinen Auftriebswerten groß ist.

Außerdem ist es bereits bekannt, daß der Auftriebsbeiwert einer Fläche nur bis zu einem gewissen Anstellwinkel zunimmt, der zwischen 12° und 25° liegt. Wird dieser »kritische Anstellwinkel« überschritten, so nimmt der Auftriebsbeiwert ab, und zwar infolge des sog. Wirbeleffektes, der über dem vorderen Teil der oberen Flügeldecke entsteht und hier die Luftströmung nicht mehr ihre volle Saugwirkung ausüben läßt. Es ist dies auf eine Strömungsunstetigkeit zwischen Luft und Flügel zurückzuführen, die ein Wirbelgebiet erzeugt und die Luft unfähig macht, die verlangte Saugwirkung hervorzubringen.

Der Hauptzweck vorliegender Erfindung besteht nun darin, Mittel und Einrichtungen zu schaffen, durch die der Wirbeleffekt auf dem vorderen Teil der Rückseite vermieden werden kann, derart, daß sich der gleiche Auftrieb bei geringeren Geschwindigkeiten erzielen läßt, als es heute sogar unter größeren als bisher angewendeten Anstellwinkeln möglich ist.

Zu diesem Zweck werden Tragflächen u. dgl. gemäß der Erfindung mit einem verhältnismäßig engen Durchtrittsschlitz oder einer Reihe von parallelen Schlitzen in der Nähe der Eintrittskante des Flügels versehen, wobei sich der Schlitz bzw. die Schlitzreihe im wesentlichen über die ganze Flügelbreite quer zur Flugrichtung erstreckt, um so ihren Einfluß auf sämtliche Punkte des Flügels ausüben zu können.

Bei einem erfindungsgemäß ausgestatteten Flügel bildet ein vorderer Teil desselben die vordere Begrenzung des Schlitzes, und dieser Teil besteht nach der Erfindung aus einem kleinen vorgelagerten Hilfsflügel, der entweder ein einheitliches konstruktives Gebilde mit dem Hauptteil des Flügels darstellt oder für sich konstruiert und mit dem Hauptflügel verbunden ist. Dieser kleine vorgelagerte Flügel ist im Abstand vom Hauptflügel und unter einem erheblich kleineren Winkel als der Hauptflügel angeordnet, so daß der Durchtrittsschlitz von der Unterfläche des Hilfsflügels und der oberen Leitkante des Hauptflügels begrenzt wird und die Öffnung an der Flügelunterseite vor der Öffnung an der Flügeloberseite liegt.

Ist der Flügel mit mehreren derartigen Schlitzen ausgestattet, so sind natürlich mehrere vorgelagerte Hilfsflügel vorhanden.

In nachstehender Beschreibung wird die Einrichtung als aus einem Hauptflügel und einer oder einer Mehrzahl vorgelagerter Hilfsflügel bestehend, beide von Tragflächenprofil, dargestellt werden; wenn es in der Beschreibung von dem Hilfsflügel heißt, er sei klein, so ist darunter zu verstehen, daß die Entfernung zwischen Ein- und Austrittskante des Hilfsflügels in keinem Falle mehr als ein Drittel der entsprechenden Abmessung beim Hauptflügel beträgt.

Zur Erläuterung der bereits erwähnten Differenz der Anstellwinkel des Hilfsflügels und des Hauptflügels sei bemerkt, daß es sich hierbei um die Winkel der Sehnen handelt, und zwar beim Hilfsflügel einer Sehne der in Abb. 1 durch die Gerade AB angedeuteten Lage[1]); die Sehne des Hilfsflügels muß also unter einem kleineren Winkel stehen, als die des Hauptflügels. Beträgt die Differenz 30° und der Anstellwinkel des Hauptflügels 10°, so ist der Anstellwinkel des Hilfsflügels (oder der Stirnseite des Schlitzes) — 20°.

Es ist gefunden worden, daß mit einem Flügel, der mit einem oder mehreren Schlitzen dieser Art ausgestattet ist, ein wesentlich erhöhter Auftriebsbeiwert erzielt werden kann, wenn der Flügel unter einem großen Winkel angestellt wird, und man ist in der Lage, Flächen von geringer Wölbungstiefe zu benutzen, die ein hohes $A : W$-Verhältnis besitzen und gleichzeitig sich der Vorteile hochgewölbter Flächen, wie sie für hochbelastungsfähige Maschinen zweckmäßig sind, zu bedienen, ohne die bereits weiter oben erwähnten Nachteile des letztgenannten Profils in Kauf nehmen zu müssen.

In zweckmäßiger Weise wird die oben liegende Austrittskante des Hilfsflügels — bzw. werden die Austrittskanten der Hilfsflügel — so angeordnet, daß sie dieselbe Entfernung von der Hauptflügelsehne besitzt bzw. besitzen als der höchste Punkt der Wölbung des Hauptflügels.

Ein weiteres Merkmal der Erfindung besteht darin, daß die Öffnung des Schlitzes an der Unterseite eine größere Weite in der Längsrichtung besitzt als die Öffnung an der oberen Seite, und daß die Begrenzung jedes Schlitzes so nach hinten gekrümmt ist, daß die durchstreichende Luft mit möglichst geringer Störung von der Druckseite (unten) zur Saugseite (oben) geleitet wird; der Schlitz bildet also einen Leitkanal. Wo mehrere Schlitze zwischen dem Hauptflügel und einer entsprechenden Anzahl von Hilfsflügeln vorgesehen sind, besitzt der am meisten vorgelagerte Schlitz größere Abmessungen in der Flugrichtung als der nächstfolgende usf.

Ferner umfaßt die Erfindung Mittel, die es gestatten, den Schlitz oder die Schlitze durch den Führer im Fluge ganz oder teilweise öffnen bzw. schließen zu lassen; ein Ausführungsbeispiel wird beschrieben werden, wobei der Hilfsflügel durch Schwenkglieder mit dem Hauptflügel in Verbindung steht, so daß er eine Parallelbewegung beim Schließen oder Öffnen auszuführen vermag.

Dies ist bei Anwendung an Maschinen von hoher Leistungsfähigkeit besonders günstig, da hierdurch der große Vorteil erzielt werden kann, die in der Regel große Landungsgeschwindigkeit solcher Maschinen durch Öffnen der im Fluge geschlossenen Schlitze zu verringern.

Flügel mit ständig offenen Schlitzen sind für hochbelastungsfähige Maschinen geeignet.

Während vordem derartige Maschinen Flügel mit sehr hoher Wölbung und ihren Nachteilen benutzen mußten, gestattet die Schlitzeinrichtung unter erheblichen Anstellwinkeln zu fliegen und den Auftrieb sogar bei geringeren Geschwindigkeiten zu halten, als es bisher möglich war.

Bei Flügeln mit schließbaren Schlitzen wird zweckmäßig die Einrichtung getroffen, daß sich die Hilfsflügel sowohl miteinander wie mit dem Hauptflügel in Berührung bringen lassen können, entweder durch Heranschwenkung des Hilfsflügels oder durch äquivalente Mittel; die Erfindung beschränkt sich jedenfalls nicht auf die baulichen Einzelheiten der Schließeinrichtung. Doch müssen diese Einrichtungen so beschaffen sein, daß die Schlitze rechts und links von der Längsachse der Maschine zu gleicher Zeit gesteuert werden.

Es sind bereits zahlreiche Konstruktionsvorschläge hinsichtlich der Flügelanordnung bei Flugzeugen gemacht worden; zuweilen werden sie übereinander angeordnet, zuweilen in sog. Tandemart; zuweilen sind die mehrfachen Decks von gleichen, zuweilen von verschiedenen Abmessungen. Nirgends bisher entsprechen jedoch derartige Flügel dem einen Merkmal vorliegender Erfindung, daß der kleine vorgelagerte Hilfsflügel den Hauptflügel derart beeinflußt, daß der letztere größere Anstellwinkel einnehmen kann, als es sonst bisher möglich war, ohne Wirbelbildung nach sich zu ziehen.

Beispielsweise ist auch bereits vorgeschlagen worden, ein Luftfahrzeug mit zwei oder mehreren Tragflächenstreifen hintereinander zu versehen, wobei sie zwischen sich und quer zur

[1]) Diese Annahme weicht also von den sonst üblichen ab, wonach die Sehne eine Tangente bildet. Ref.



Flugrichtung einen Raum freilassen, und zwar so, daß sich die Streifen niemals in eine Lage positiver Anstellung bringen lassen können; die Vorderkante jedes dieser Streifen sollte starr und die Hinterkante schmiegsam sein und der letzte Streifen sollte eine besonders lange, schmiegsame hintere Fläche haben. Während aber bei diesem Vorschlag sich die Flächenstreifen nur parallel zur Flugrichtung oder auf negative Anstellwinkel verstellen lassen und keinen positiven Anstellwinkel einnehmen können, gestattet vorliegende Erfindung nicht allein das Fliegen bei den üblichen positiven Anstellwinkeln, sondern sogar bei größeren, als sie jemals zuvor in Anwendung gekommen sind.

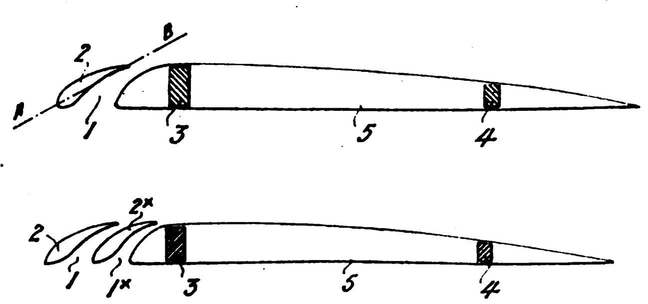


Abb. 1 und 2: Schema der Hilfsflügel nach Handley Page.

Auch hat man vorgeschlagen, eine drehbare Fläche oder Klappe sich über den vorderen Teil hinaus nach oben erstrecken zu lassen und durch Federn zu halten; die Fläche sollte eine Krümmung aufwärts und von der oberen Flügelfläche fort erhalten. Bei einer solchen Einrichtung ist aber der Druck oberhalb der Fläche größer als unterhalb und bestreb , die Fläche auf die obere Flügelfläche niederzudrücken, sobald die Geschwindigkeit zunimmt. Die durch die Fläche herbeigeführten Pressungen sind daher gerade das Gegenteil von denen, die beim Erfindungsgegenstande auftreten, denn hier ist bei normalem Fluge der Druck oben geringer als unten.

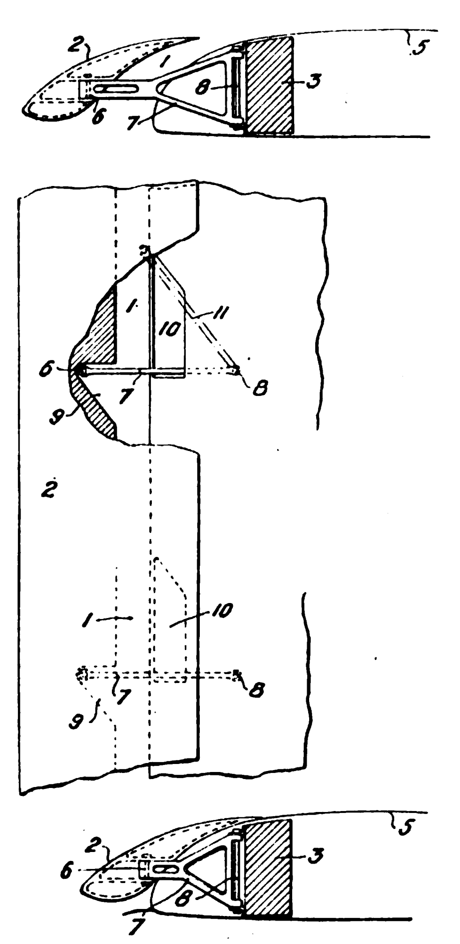


Abb. 3—5: Schlitzweiten-Verstellung durch Parallelschwenkung.

Nachstehend sei die Erfindung unter Bezugnahme auf die in den Zeichnungen dargestellten Ausführungsbeispiele beschrieben.

Abb. 1 zeigt schematisch einen Flügelschnitt; ein einziger Durchtrittsschlitz ist vorgesehen, eingeschlossen von einem vorderen Teil, dem Hilfsflügel, und einem Hauptteil dahinter, dem Hauptflügel; der Schlitz erstreckt sich über die ganze Breite quer zur Bewegungsrichtung des Flügels durch die Luft. Abb. 2 zeigt in gleicher Darstellung eine Ausführungsform mit zwei Schlitzen.

Abb. 3 bis 7 zeigen ein Ausführungsbeispiel des Erfindungsgegenstandes, bei dem der Hilfsflügel schwenkbar mit dem Hauptflügel verbunden ist, um den Schlitz öffnen oder schließen zu können; auch sind Mittel gezeigt, durch die eine Schlitzsteuerung im Fluge durch den Führer vorgenommen werden kann.

Abb. 3 ist ein senkrechter Schnitt durch den Flügel; sie zeigt den angelenkten Hilfsflügel in der bei geöffnetem Schlitz eingenommenen Lage; Abb. 4 ist ein Grundriß zu Abb. 3; Abb. 5 zeigt den Schlitz geschlossen; Abb. 6 stellt ein Flugzeug im Grundriß dar, das mit einem Hilfsflügel nach Abb. 3 und 4 ausgestattet ist, und Abb. 7 zeigt eine Bedienungseinrichtung für die Steuerung des Hilfsflügels.

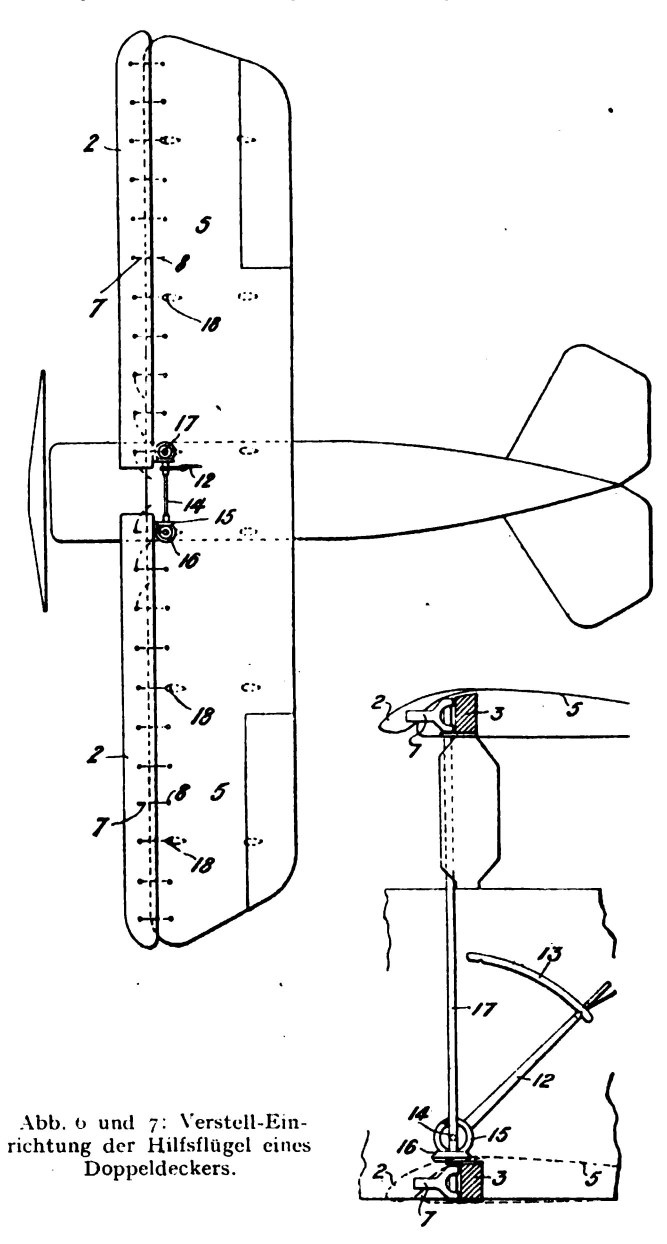


Abb. 6 und 7: Verstell-Einrichtung der Hilfsflügel eines Doppeldeckers.

Das schematische Bild der Abb. 1 zeigt ein Flügelprofil mit einem einzigen Durchtrittsschlitz *1*, der zwischen dem Hilfsflügel *2* und dem Hauptflügel *5* gebildet wird; *3* und *4* sind Holme. Wie bereits als äquivalent bezeichnet, kann das Flügelprofil einen Schlitz *1* besitzen, der zwischen einem vorderen Teil *2* und einem hinteren Teil *5* gebildet wird, und natürlich kann der Hilfsflügel *2* ein bauliches Ganzes mit dem Hauptflügel bilden oder besonders konstruiert und in geeigneter Weise mit dem Hauptflügel *5* verbunden sein.

Der so gebildete Schlitz *1* ist in der Nähe der Spitze oder der Stirnkante des Flügelprofiles angeordnet und erstreckt sich im wesentlichen über die ganze Flügelbreite quer zur Flugbahn.

Die Spitze des Hilfsflügels *2* ist in einem Winkel angestellt, der kleiner ist als der Anstellwinkel des Hauptflügels. Der Schlitz *1* ist so angeordnet, daß seine Öffnung an der Flügeloberseite eine kurze Strecke hinter der Öffnung der Flügelunterseite liegt, und der Schlitz ist bei seinem Eintritt in die untere Fläche größer als bei seinem Austritt an der Oberseite.

In Abb. 2 ist ein Flügelprofil dargestellt, das zwei Hilfsflügel 2,2ᴵ besitzt; diese bilden zwischen sich und dem Hauptflügel zwei Schlitze, *1,1ᴵ*, und Schlitz *1* ist weiter als der Schlitz *1ᴵ*.

Nachstehend sei ausführlich ein Beispiel derjenigen Mittel beschrieben, durch die die Erfindung hinsichtlich des Öffnens und Schließens des Schlitzes durch den Führer im Fluge in die Praxis übertragen werden kann, und zwar an Hand der Abb. 3 bis 7.

Was zunächst die Abb. 3 bis 5 anbelangt, so wird der Hilfsflügel *2* von Armen 7 getragen, deren hintere Enden um Drehbolzen *8* schwenkbar sind, die vom Vorderholm *3* des Hauptflügels 5 gehalten werden; die vorderen Enden der Arme 7 tragen mittels Drehbolzen *6* den Hilfsflügel *2*. Wie ohne weiteres aus Abb. 3 ersichtlich, ist der Hilfsflügel *2*, wenn die zu mehreren einander parallel angeordneten Arme 7 parallel zur Flugrichtung stehen, entfernt vom Hauptflügel 5 und seine Vorderkante annähernd parallel zu Ein- und Austrittskante des Hauptflügels und ferner in einem geringeren Winkel angestellt als der Anstellwinkel des Hauptflügels; außerdem wird dadurch der Schlitz *1* gebildet, dessen untere Öffnung eine größere Abmessung als die obere hat und vor der letzteren liegt. Schließlich sind die Schlitzwände nach hinten gekrümmt. Der Hilfsflügel *2* ist bei 9, Abb. 4, die Stirnkante des Hauptflügels bei *10* ausgespart, um den Armen 7 die Schwenkbewegung zu ermöglichen. Befinden sich die Arme 7 in der in Abb. 4 gestrichelt angedeuteten Lage *11*, so liegt der Hilfsflügel *2*, wie Abb. 5 zeigt, am Hauptflügel an.

Verschiedene Konstruktionen können in Anwendung gelangen, um dem Führer das Öffnen und Schließen der Schlitze zu ermöglichen. Bei der in den Abb. 6 und 7 dargestellten Ausführungsform, die sich an die in den Abb. 3 bis 5 angeführte Konstruktion anlehnt, ist die Maschine mit einem Handhebel *12* im Armbereich des Führers ausgestattet, dessen Stellung durch einen an sich bekannten Sektor *13* festgelegt werden kann. Der Handhebel ist an einer Achse *14* befestigt, die bei dem in Abb. 6 gezeichneten Ausführungsbeispiel an ihren beiden Enden ein Kegelrad *15* hat. Der Hilfsflügel ist in zwei Teile unterteilt, die sich, wenn sie in die Schließstellung des Schlitzes gebracht werden, nach der Mitte zu einander nähern. Jedes Kegelrad *15* steht mit einem andern *16*, das auf einer Achse *17* befestigt ist, in Eingriff. Das obere und untere Ende dieser Achse *17* stehen mit denjenigen Armen 7 des Hilfsflügels, die der Mittelebene der Maschine zunächst liegen, in Verbindung und stellen die Drehachsen dieser besonders ausgebildeten Arme dar.

Bei dieser Anordnung, die, wie Abb. 7 zeigt, für einen Doppeldecker gedacht ist, werden die Hilfsflügel des Ober- und Unterdecks mit Hilfe des Hebels *12* durch den Führer gleichzeitig bedient und in ihrer Lage gehalten.

Es versteht sich von selbst, daß die oberen und unteren Arme 7, um eine gleichmäßige Bewegung der Hilfsflügel des Ober- und Unterdecks zu sichern, auch noch an anderen Stellen durch vertikale Achsen in Verbindung stehen können, wie z. B. in den Punkten *18* der Abb. 6.«

Die Erfindungsmerkmale sind in elf Ansprüchen formuliert worden; da diese im wesentlichen einen Extrakt der vorstehend wiedergegebenen Patentschrift darstellen und in Deutschland keine rechtliche Bedeutung besitzen, dürfte sich ein näheres Eingehen auf sie erübrigen.

Bücherbesprechungen.

Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (Beihefte zur „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt"). 1. Jahrgang, Heft 4, München und Berlin 1921, R. Oldenbourg. 4⁰. 81 Seiten mit zahlreichen Textabbildungen. Preis geheftet M. 32.—, für Bezieher der ZFM M. 29.—, für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt M. 20.—.

Wie Heft 1, das ich auf S. 9/10, Heft 1 dieser Zeitschrift 1921 eingehend besprochen habe, stellt auch das vorliegende vierte Heft der »Berichte und Abhandlungen« ein Jahrbuch vor, das siebente seit Gründung der Gesellschaft.

Es enthält der Reihe nach das Mitgliederverzeichnis und die neuen Satzungen, einen »kurzen Bericht über den Verlauf der VI. ordentlichen Mitgliederversammlung vom 13.—16. Oktober 1920«, mit Auszügen aus deren Vorträgen, auch aus denen, deren ausführliche Wiedergabe am Ende desselben Heftes nicht erfolgen konnte, nämlich: **Drexler**, »Neuzeitliche Bordgeräte zur Flugorientierung« und **Koschel**, »Untersuchungen über geistige Leistungen beim Aufenthalt in verdünnter Luft«. Auch Ansprachen und Reden des Vorsitzenden, Geh. Reg.-Rat Professor Dr.-Ing. **Schütte**, des Reichsverkehrsministers Exzellenz **Gröner** und des Vertreters der Technischen Hochschule, Professor Dr.-Ing. **von Parseval**, sind wiedergegeben. Es folgt die Niederschrift der Geschäftsitzung, die in diesem Jahre, dank der Arbeit des Vorstandes und der Geschäftstelle, ihr Programm ohne Erörterungen und Gegenvorschläge abwickeln konnte.

Dann folgt die teilweise erweiterte Wiedergabe von fünf Vorträgen:

Die Arbeit von Adolf K. Rohrbach, »Beziehungen zwischen der Betriebssicherheit der Flugzeuge und der Bauart ihrer Kraftanlagen«, S. 27—42, verwendet die Statistik, die Wahrscheinlichkeitsrechnung zum Lösen einer wichtigen und schwierigen maschinentechnischen Frage. Mit bestimmten, auf eigene Erfahrungen gegründeten Annahmen über die »Laufzeit«, d. h. die Zeit, während deren von einer Anzahl Maschinenteile jeder durchschnittlich eine Störung erleidet, wird für 15 verschiedene Anordnungen von 1—4 Motoren mit verschiedenem Grad der Wartbarkeit die Störungswahrscheinlichkeit berechnet. (Daß die Wahrscheinlichkeitsformeln streng genommen nur für den Fall sich gegenseitig ausschließender Ereignisse gelten, hat auf das Ergebnis wenig Einfluß.) Insbesondere ist die Störungswahrscheinlichkeit bei weitgehend aufgeteilten, wartbaren Mehrmotorenanlagen am geringsten. Die Verhältnisse verschieben sich noch mehr zugunsten der Viermotorenflugzeuge, wenn man die für den wirtschaftlichen Luftverkehr praktisch wichtige Wahrscheinlichkeit einer Notlandung infolge von Störungen ins Auge faßt. (Die Berechnung der mittleren Geschwindigkeit über einer Flugstrecke, auf der ein Teil der Leistung ausfällt, durch einfache Verwendung des arithmetischen Mittels an Stelle der strengen Formel gibt hier gleichfalls nur um weniges zu hohe Werte, beispielsweise für zweimotorige Flugzeuge höchstens 8 vH Fehler.) Die Kurven ergeben den sehr großen Einfluß der Leistungsbelastung auf die Notlandewahrscheinlichkeit. Deren Zusammenhang mit der Wirtschaftlichkeit des Flugverkehrs zeigt wiederum die außerordentliche Überlegenheit mehrmotoriger Flugzeuge, allerdings insofern etwas zu günstig, als die Zahl der Notlandungen auf das Personenkilometer, nicht auf die Anzahl der Flüge bezogen ist. Andererseits liefern die Zahlen des Verfassers die Unterlagen zum Berechnen der Wirtschaftlichkeit eines Luftverkehrs.

In der Aussprache zu dem Vortrag erwähnt Seppeler die Notwendigkeit, hitzebeständige Baustoffe zu beschaffen.

Seehase führt einige bemerkenswerte bauliche Vorkehrungen zur Erhöhung der Flugsicherheit vor.

Albert Wigand, »Aerologische und luftelektrische Flüge und ihre Bedeutung für die Luftfahrt«, S. 43—60. Die jahrelangen Forschungen des Verfassers und seiner Mitarbeiter werden hier soweit zusammengestellt, als die Verwendung des Flugzeuges zu solchen Messungen und die Anwendung der Ergebnisse auf die praktische Luftfahrt in Frage kommt. Die Beseitigung der Fehlerquellen und Störungen in den Messungen, der Bau und die Anbringung eines Flugzeug-Wetterschreibers, die Auswertung der Kurvenaufzeichnungen werden erörtert. Der luftelektrische Teil handelt ausführlich von den Meßgeräten, der Ausgleichung des Flugzeuges, der Messung von Spannungsgefälle, Leitfähigkeit und Ionengehalt, wie dem Einbau der Meßgeräte.

Die wissenschaftliche und praktische Bedeutung der Messungen geht aus den nachfolgenden Aussprachebemerkungen von Jacobsthal, Berson und Koppe hervor.

A. von Parsevals Vortrag »Über Wirbelbildung an Tragflächen« klärt einige begriffliche Schwierigkeiten der Tragflügeltheorie an Hand eines einfachen Modellversuches in Zigarrenrauch, den jedermann — Nichtraucher ausgenommen — am Schreibtisch mit einem Lineal nachahmen kann. Dabei wird nach Prandtls Zeugnis »eine neue Tatsache«, nämlich die Erweiterung des abziehenden Wirbelkernes und das Nachströmen von hinten angesaugter Luft, »nicht nur beobachtet, sondern auch erklärt.« Von der Aussprache sei ferner Föttingers anschauliche Darstellung von Wirbeln und Zirkulation erwähnt.

Allgemein verständlich, aber auch allgemein bedeutsam ist der Vortrag von K. Solff, »Die neuesten Fortschritte auf dem Gebiete der drahtlosen Telegraphie und Telephonie mit besonderer Berücksichtigung der Überseeverbindungen.« Er handelt von der Entwicklung der von Jahr zu Jahr zunehmenden Ausbreitung und Leistungsfähigkeit des Funkverkehrs. Dabei wird auch die Bedeutung der »Drahtlosen« für die Luftfahrt berücksichtigt.

Flugsport und Kleinflugtechnik bringt zum Schluß W. Klemperer, »Über den Gleit- und Segelflugwettbewerb in der Rhön 1920«, eine anschauliche Beschreibung der Flugveranstaltung mit ihren mannigfachen Schwierigkeiten und eine technische Erläuterung in Wort und Bild der verschiedenen Segelflug-Bauarten, besonders eingehend des Kunstwerkes aus v. Karmans Schule, auf dem der Vortragende seine Mitbewerber so überlegen schlagen konnte.

Ein reichhaltiges Heft also, dieses siebente Jahrbuch!

Everling.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein Wettbewerb für Wasserflugzeuge (Annunziopokal) soll in der zweiten Hälfte des September auf dem Gardasee abgehalten werden. (Popolo Romano, Rom, 26. 5. 21.) **21/26. 17.**

Weltluftverkehr.

Die Luftpost Berlin—London und Hamburg—London über Bremen—Amsterdam wird vom 7. Juli ab werktäglich eingerichtet.

Flugplan:

9.15 ab	↓	Hamburg	↑ an	1.25
10.15 an	↓	Bremen	ab	12.25
7.30 ab	↓	Berlin	↑ an	3.30
10.30 an	↓	Bremen	ab	12.30
10.45 ab	↓	Bremen	↑ an	11.55
1.35 an	↓	Amsterdam	1) ab	9.45
2.00 ab	↓	Amsterdam	↑ 1) an	Nachm. d. vorhergeh. Tages
5.25 an	↓	London	1) ab	

Unternehmer: Koninklijke Luchtvaart Maatschappij.

1.50 ab	↓	Amsterdam	↑ 1) an	9.30
2.20 an	↓	Rotterdam	1) ab	9.00

1) holländische Sommerzeit.

Im Luftpostverkehr nach England sind zugelassen alle Arten von gewöhnlichen und eingeschriebenen Briefsendungen.

Zuschlag für Postkarten . . . . 40 Pf.
» » Briefe je 20 g . . . . . 40 »
» » Geschäftspapiere je 50 g . 100 »
} zum Auslandsporto. **21/27. 4.**

Eine Erweiterung des London—Paris-Luftdienstes wurde wegen des großen Andranges von Fahrgästen während der letzten Zeit durchgeführt. Der bisherige Dienst wurde um ein Flugzeug in jeder Richtung vermehrt.

Abflug: Croydon 10.30 vormittags, Le Bourget 4.00 nachmittags. (Times, 14. 6. 21.) **21/27. 12.**

Flugpostpaketverkehr Deutschland-Niederlande wird vom 14. Juli an eröffnet.

Gebühren:

1 kg = a) Paketgebühr . . . . M. 9.—
b) Dringende Gebühr bis zur Grenze . . . . » 8.—
c) Eilbestellgeld . . . . » 5.—
d) Flugzuschlag . . . . » 25.—
Sa. M. 47.—

Bei Mehrgewicht steigen die Gebühren a), b) und c) nach dem gewöhnlichen Posttarif, die Gebühr zu d) um je M. 25.— für jedes weitere Kilogramm. **21/28. 9.**

Fahrpreisberichtigung Rotterdam (Amsterdam)—Hamburg, Bremen. Nach einer Mitteilung der International Air-Traffic Association, im Haag, betragen die Fahrpreise von Rotterdam oder Amsterdam:

	Einfache Fahrt	Rückfahrt
nach Hamburg	Fl. 100	Fl. 160
» Bremen	» 75	» 130

Für die Teilstrecke Rotterdam—Amsterdam werden keine Rückfahrkarten ausgegeben. **21/28. 10.**

Deutschland.

Rumpler-Luftverkehr. Der Rumpler-Luftverkehr, der die regelmäßige Luftverkehrs-Verbindung auf der Strecke Augsburg—München—Fürth/Nürnbg.—Leipzig—Berlin unterhält, hat sich entschlossen, durch eine bedeutende Ermäßigung seiner Flugpreise den Luftverkehr auch dem großen Publikum zugänglich zu machen.

In nachstehender Tabelle sind die neuen Flugpreise den Eisenbahnfahrpreisen gegenüber gestellt. Der Kilometer ist mit M. 1.50 der Berechnung zugrunde gelegt.

	I. Kl. Schnellzug	Flugpreis (ohne Vers.)
München—Augsburg . . .	M. 45.—	M. 75.—
München—Nürnberg . . .	» 141.—	» 225.—
München—Leipzig	» 311.—	» 505.—
München—Berlin	» 407.—	» 790.—.

Statistik der Postflüge auf der Strecke Augsburg—München—Fürth/Nürnberg—Leipzig—Berlin im Monat Juli 1921.

Flug-Strecke	Anz. d. vorgesehenen Flüge	Anz. d. ausgef. Flüge	Anz. d. abgebroch. Flüge	Durchschnittl. Flugzeit h min	Anz. d. Passagiere	Beförderte Post kg	Zuverlässigkeit in vH	Unfälle
Berlin Leipzig	30	—	—	1	7	120	100	keine
Leipzig Berlin	30	—	—	1 5	4	125	100	keine
Augsburg München Fürth/Nbg.	30	—	—	1 55	44	150	100	keine
Fürth/Nbg. Leipzig	30	1 1)	—	2 15	17	150	96,5	keine
Leipzig Fürth/Nbg.	30	1 1)	—	2 20	14	60	96,5	keine
Fürth/Nbg. München Augsburg	30	—	—	1 50	49	70	100	keine

1) Flug wegen schlechten Wetters ausgefallen.

Die Juni-Statistik des Rumpler-Luftverkehrs zeigt ein sehr erfreuliches Resultat, das um so mehr beachtenswert ist, als gerade im Juni bei auffallend schlechtem Wetter geflogen werden mußte. Der Wetterdienst gab an 10 Tagen die Weisung »kein Flugwetter«, trotzdem war die Zuverlässigkeit nahezu 100 vH, nur auf der Strecke Fürth/Nürnberg—Leipzig fiel an einem Tage je ein Flug aus, da ein Überfliegen des Fichtelgebirges und des Frankenwaldes wegen starken Unwetters nicht möglich war. Die Statistik zeigt gegenüber den früheren Statistiken insofern ein erfreuliches Resultat, als sowohl von der Post- wie auch von der Passagierbeförderung mehr Gebrauch gemacht wurde.

Die Flugpost Hamburg—Westerland wird vom 1. Juli d. J. ab mit täglichem Hin- und Rückfluge geflogen werden.

Fahrplan.

9.00 ab	↓	Hamburg	↑ an	6.30
10.30 an	↓	Westerland	ab	5.00

Passagierpreistarif:

Einfacher Flug M. 400, Hin- und Rückflug M. 650.

Unternehmer: Deutsche Luftreederei-Berlin. Der Betrieb wird voraussichtlich bis 15. September aufrechterhalten werden. **21/26 3.**

Fahrplanänderung der Luftpost Berlin—Dortmund.

Flugplan:

9.00 ab	↓	Berlin	↑ an	1.45
10.45 an	↓	Braunschweig	ab	12.00
11.30 ab	↓	Braunschweig	an	11.15
1.45 an	↓	Dortmund	ab	9.00

21/27. 5.

Fahrplanänderung der Luftpost Berlin—Dresden. (21./7. 2.)

Flugplan:

3.45 an	↓	Berlin	↑ an	8.45
5.15 ab	↓	Dresden	ab	7.15

21/27. 6.

Die Luftpost Konstanz—München verkehrt vom 10. Juli ab täglich. **21/27. 7.**

Die Flugpost Bremen—Münster wird mit Ablauf des 19. Juli d. Js. eingestellt. **21/28. 4.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Die Entstehung und die Art des Flugzeugschalles. — E. Waetzmann, Zeitschrift für technische Physik, Bd. 2, Juni 1921, Nr. 6, S. 166/172 (13 Sp., 4 Lichtb. der Oszillogramme von Luftschraubentönen, 5 Zahlentafeln der Flugzeug- und Versuchsbeobachtungen). E. **21/27. 32.**

Flugzeugbau. Der Luftverkehr vom wirtschaftlichen Standpunkt. Auf der Strecke London-Paris verteilen sich die Kosten je Flug-km in folgender Weise:

Brennstoff (Fr. 2,60 je l)	Fr. 1,55
Öl	» 0,25
Bezahlung für die Besatzung	» 0,40
Bruchgefahr	» 2,00
Laufende Unterhaltung	» 1,80
Kosten für Flugplatz, Unterbringung usw.	» 0,50
Allgemeine Ausgaben für Verwaltung und Direktion	» 2,50
zusammen	Fr. 9,00

Die Flugzeuge haben 300 PS und tragen 500 kg durchschnittlich mit 150 km/h Geschwindigkeit. Da aber nur 200 kg Ladung mitgenommen werden, betragen die Unkosten je t/km Fr. 45. Ein Wasserlandgroßflugzeug aus Metall würde die Kosten vermindern. Zahlenangaben über ein solches Zukunftsflugzeug:

Motorleistung	2000	PS
Flächengröße	250	m²
Flächenbelastung	50	kg/m²
Leistungsbelastung	6,25	kg/PS
Zahl der Motoren	8	
Zahl der Luftschrauben	2	
Leergewicht	5500	kg
Besatzung	550	»
Funktelegraphie und Bordgeräte	100	»
Verschiedenes	50	»
Gepäck, Lebensmittel	1000	»
20 Reisende	1000	»
Brennstoff	3750	»
Gesamtgewicht	12500	kg
Flugdauer	10–12	h
Geschwindigkeit	200	km/h

Kosten je Flug-km:

Abschreibung	Fr. 5,00
Unterhaltung	» 5,00
Betriebsstoff	» 1,50
Ausrüstung	» 1,50
Allgemeine Unkosten	» 3,00
Gesamtkosten je Flug-km	Fr. 16,00
Kosten je t/km	» 7,50

Die Reise Paris—Buenos-Ayres über Casablanca, Dacar, Pernambuco und Rio-de-Janeiro würde Fr. 9000 kosten gegen Fr. 15200 in der Luxuskabine, und 2½ Tage dauern gegenüber 20 Tagen auf dem Dampfer. — Bréguet, L'Air, Bd. 2, Heft 37, 20. Mai 1921, S. 17 (2 Sp., o. Abb.). Hn.

Flugzeugbau. Mögliche Verbesserungen im Aufbau. Eine große Luftschraube vor einem kleinen Tragflügel vergrößert durch Drehbewegung im Schraubenstrahl auf der einen Seite den Abfall der Zirkulation und verkleinert ihn auf der anderen. Die Anordnung von 4 Motoren mit Luftschrauben vor dem Tragflügel verkleinert diesen Einfluß. Wenn man eine Fläche an dem Querruder nach vorn unten anbringt, so bewegt diese durch ihre Druckpunktwanderung bei Böen das Querruder in der erforderlichen Richtung, bevor das Flugzeug seine Lage geändert hat. Der Tragflügel könnte hinten außen schräg abgeschnitten werden, und das Querruder mit einem Spalt so angebracht werden, daß eine Düsenwirkung auftritt. — W. R. Douglas Shaw, Aeronautics, Bd. 20, Heft 401, 23. Juni 1921, S. 453/455 (3 Sp., 10 Abb.). Hn. **21/28. 45.**

Flugzeugberechnung. Einfluß des Erdbodens auf den Tragflügel. Versuche an dem englischen Profil R.A.F. 6. Windgeschwindigkeit 17,9 m/s. Querschnitt des Windkanals 1,2 × 1,2 m. Modellgröße 7,5 × 45 cm. Seitenverhältnis 1 : 6. Der Auftrieb bei mittleren Anstellwinkeln beginnt in der Nähe des Erdbodens zu wachsen, wenn der Abstand kleiner als 3 Flügeltiefen wird. Bei einer Entfernung gleich dem halben Flügelabstand steigt er auf um 10 vH. Gleichzeitig fällt der Widerstand um rd. 10 vH. Die Verbesserung der Gleitzahl folgt einer Exponentialfunktion und beträgt 30 bis 40 vH. Die Druckpunktwanderung ist nur unwesentlich geändert. Vgl. 21/25. 29. — A. F. Zahm und R. M. Bear, Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 13, 6. Juni 1921, S. 299/301 (3 Sp., 5 Schaubilder). Hn. **21/27. 34.**

Flugzeugbeschreibung. Macchi-Flugboote. Macchi baut gegenwärtig ein Rennflugboot mit 650-PS-Fiat-Motor für den Schneiderpokal. Geschwindigkeit 260 km/h. Ferner mit Bau: 1400-PS-Großflugboot für 10 Reisende und große Fernflüge. — N. E. Groeneveld Meijer, Het Vliegveld, Bd. 5, Heft 11, 21. Mai 1921, S. 153 (4 Sp., 3 Lichtb. bekannter Macchi-Flugzeuge). W. **21/26. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Farman-»Goliath«-Dreimotoren-Doppeldecker. — Flugsport, Bd. 13, Heft 13, 22. Juni 1921, S. 287 (¾ S., 1 Lichtb.). W. **21/27. 36.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Savoia-Flugboote, S 21 und S 22. — Flugsport, Bd. 13, Heft 13, S. 287/289 (2 S., 2 Lichtb.). W. **21/27. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Verstellflügel des Gastambide-Levavasseur-Doppeldeckers. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 13, 22. Juni 1921, S. 245/248 (4½ Sp., 2 Lichtb., 2 Skizz. der Verstellvorrichtung). W. **21/27. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Ansaldo 300-C-Verkehrsdoppeldecker mit 300-PS-Fiat-Motor. Walfischbauart mit vierkantigem Rumpf, in dessen geschlossenem Abteil hinter dem halboffenen Führerraum die Reisenden untergebracht sind. Verspannter Zweistieler mit gleichgroßen Flügeln und besonderer Verstrebung des Innenfeldes gegen den Rumpf. Keine V- und Pfeilstellung. Nicht entlastete Querruder in beiden Flügeln durch Seil miteinander gekuppelt. Höhen- und Seitenruder entlastet und an Flossen angeschlossen. Tür in der linken Rumpfseite mit kurzer Klappleiter zum Einstieg. Normales Fahrgestell mit verkleideter Achse. Gegenwärtig in den Vereinigten Staaten durch die Aero Import Co. eingeführt, flog New York—Chicago in 7½ Flugstunden. — Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 12, 30. Mai 1921, S. 275 (1½ Sp., 2 Lichtb.). W. **21/28. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Das Farman-Dreimotoren-Flugboot, aus den G-L-Flugbooten hervorgegangen und von Blanchard entworfen, kürzlich herausgekommen, besitzt drei zwischen den beiden Flügeln auf besonderen Motorträgern angeordnete Motoren. Tragzelle normal verspannt und zweistielig mit besonderem Auslegerstielpaar, das nochmals abgefangen ist. Zwei seitliche Stützschwimmer dicht am Unterflügel. Flugboot zeigt im übrigen Ähnlichkeit mit dem Latham-Dreimotoren-Flugboot.

Motoren drei Panhard-Levassor je	340 PS
Gesamtleistung	1020 PS

Das einmotorige Farman-Flugboot für militärische Aufklärung über See oder Verkehrszwecke, kürzlich erprobt. Widerstandsfähiges Boot, gute Flugeigenschaften.

Motor Renault	450 PS
Nutzlast	rd. 0,5 t
Geschwindigkeit	160 km/h

— Guitton, L'Aéronautique, Bd. 3, Heft 25, Juni 1921, S. 231 (1 Sp., 1 Lichtb. d. dreimotor. Flugbootes, o. nähere Angab.). W. **21/28. 48.**

Flugzeugbeschreibung. Der Farman-Schulzweidecker. Rumpfdoppeldecker einfacher Bauart und zweistielig, Fahrgestell wie beim F 40 breitspurig und mit vier Haupt- und vier Stoßrädern. Flügel, Stiele, Holme, Querruder usw. untereinander austauschbar, Motor in einer Duraluminhaube eingebaut. Lehrer und Schüler sitzen hintereinander. Auskuppelbare Doppelsteuerung. Flugzeug auch einsitzig zu fliegen.

Motor Renault	190	PS
Spannweite (in beiden Flügeln)	13,0	m
Flügeltiefe (» » »)	1,85	»
Flügelabstand	2,0	»
Länge	8,20	»
Höhe	3,30	»
Tragfläche	40	m²
Leergewicht	0,67	t
Betriebsstoffe	0,16	»
Insassen	0,16	»
Bordgeräte	0,01	»

Nutzlast . . . . 0,33 t
Fluggewicht . . . . 1,00 »
Flächenbelastung . . . . 22 kg/m²
Leistungsbelastung (190 PS) . . . 5,25 kg/PS

— L'Aéronautique, Bd. 3, Heft 24, Mai 1921, S. 221 (1 Sp., 1 Lichtbild). W. **21/28. 49.**

Flugzeugbeschreibung. Die Junkersverkehrseindecker. — Weyl, Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 14, 6. Juli 1921, S. 204/209 (10½ Sp., 3 Lichtb., 3 Skizz. m. Maßang., 1 Schaub. d. Steigzeit). W. **21/28. 50.**

Flugzeugbeschreibung. Das Latham-Viermotoren-Flugboot, kürzlich erprobt, besitzt je zwei hintereinander in seitlichen Motorgondeln angeordnete Motoren. Verkehrsflugzeug mit geschlossenem Abteil im Boot. Mit drei laufenden Motoren Flugfähigkeit bei Vollbelastung.

Motoren vier Salmson Z 9 je . . 250 PS
Gesamtleistung . . . . 1000 »
Gesamte Nutzlast . . . . 2,75 t
Geschwindigkeit . . . . 160 km/h

— Guitton, L'Aéronautique, Bd. 3, Heft 25, Juni 1921, S. 231 (¼ Sp., o. Abb. u. näh. Angab.). W. **21/28. 51.**

Flugzeugbeschreibung. Der japanische Oguri-A2-Doppeldecker der Oguri Engineering Co. in Kanoa, Tokio, dem J-N-Doppeldecker nachgebaut. Zweistieler normaler Bauart mit geraden, gleichgroßen Flügeln ohne V- und Pfeilstellung. Zweisitzer. Normales Fahrgestell. Entlastetes Seitenruder. Bugkühler.

Motor, Hispano-Suiza . . . . . 180 PS
Spannweite . . . . 8,7 m
Flügeltiefe (in beiden Flügeln) . . 1,4 »
Flügelabstand . . . . 1,4 »
Länge . . . . 7,0 »
Flügelfläche . . . . 30 m²
Höhenflosse . . . . 1,6 »
Höhenruder . . . . 1,8 »
Seitenruder . . . . 1,0 »
Leergewicht . . . . 0,76 t
Fluggewicht . . . . 0,95 »
Flächenbelastung . . . . 31,6 kg/m²
Leistungsbelastung (Nennleistung) . 5,28 kg/PS
Geschwindigkeit . . . . 80—160 km/h
Steigzeit auf 3,0 km Höhe . . . . 10 min

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 24, 15. Juni 1921, S. 548 u. 550 (1 Lichtb., 3 Skizz. mit Maßangab.). W. **21/28. 52.**

Flugzeugteile. Der Sperry-Eindecker-Flügel der Lawrence B. Sperry Co. ist zum Umbau von Curtiss J-N-, Canuck- und Standard-Doppeldeckern in Hochdecker bestimmt. Halbfreitragender, verstrebter Flügel, der in Hochdeckeranordnung über dem Rumpf durchlaufend angeordnet wird. Rechteckig mit mitteldickem Keilschneideprofil, ohne Pfeil- und V-Form, mit seitlich überstehenden, entlasteten Querrudern und Sichtausschnitt in Flügelmitte. Zwei Streben beiderseits stützen den Flügel gegen die Rumpfunterkante ab, in der Mitte Baldachin mit N-Streben. Ein mit diesem Flügel zum Hochdecker umgewandelter Curtiss-Doppeldecker hat bereits seine Eignung für Kunstflüge nachgewiesen. (Angaben über Flächengröße, Gewichte und Baustoffe fehlen. D. Ber.) Leistungen von Serienflugzeugen mit dem neuen Hochdeckerflügel:

Flugzeug	Motor	Höchst- geschwindigkeit	Lande- geschwindigkeit	Nutzlast
		km/h	km/h	kg
Curtiss J-N od. Canuck	Curtiss OX	120	56	300
Curtiss J-N od. Canuck	Curtiss OXX	130	56	360
Standard J-1	Curtiss OX	120	56	300
Standard	150 PS-Curtiss K-6	145	61	410
Standard	150 PS-Hispano	145	61	410

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 12, 30. Mai 1921, S. 270 (½ Sp., 1 Lichtb., 1 Zahlentaf.). W. **21/26. 39.**

Flugzeugteile. Elektrische Flugzeugbeleuchtung. — Elektrotechnische Zeitschrift, Bd. 42, Heft 26, 30. Juni 1921, S. 706 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/27. 40.**

Hubschrauber. Entwicklung des Hubschraubers. (Geschichtlich.) Pescara plant einen 3. und 4. Apparat. Der Motor treibt die gegenläufigen Luftschrauben durch ein Kegelrad. — L'Air, Heft 32, 5. März 1921, S. 9/11 (2½ Sp., o. Abb.).

Der Saunier-Damblanc-Hubschrauber hat Reaktionsantrieb und ist am 22. Mai 1921 geflogen. (Wie hoch, ist nicht angegeben! D. Ber.). — L'Auto, 8. Juni 1921, S. 2 (10 Zl., o. Abb.). Hn. **21/26. 40.**

Luftschiffe. Verkehrsluftschiffe. Das (jetzt zerstörte! D. Ber.) Ozeanluftschiff R. 34 war 194 m lang und hatte 24 m Durchm. Gasinhalt 57000 m³. Im Bau befindliche Luftschiffe haben 219 m Länge bei 84 t Gesamtgewicht, davon 15 t »zahlende Nutzlast«. 100 km/h Reisegeschwindigkeit und 50 h Flugdauer. Dazu sind 1200 PS notwendig. Rentabilität möglich. Aber Verbilligung des Baues unbedingt erforderlich. Ein Luftschiff mit 78000 m³ kostet Fr. 13000000 (Fr. 50 gleich 1 Pfd. Sterl.). Eine Doppelhalle mit Gasanstalt und Reparaturwerkstätte kostet Fr. 27500000. Desgl. für ein Luftschiff Fr. 20000000.

Bei Vergrößerung des Schiffes wächst die zahlende Last im Verhältnis zum Gesamtgewicht, die erforderliche Motorleistung je zahlende Nutzlast nimmt ab, die Kosten für Schiff und Halle wachsen nicht im Verhältnis der Vergrößerung, und Sicherheit, Bequemlichkeit sowie Pünktlichkeit vergrößern sich. Rentabilität nur auf langen Strecken. Bei Schiffen mit 142000 bis 304000 m³ Gasinhalt Flugpreis geringer als entsprechende Dampferfahrt. Die Deutschen haben Pläne für solche Schiffe schon 1919 fertiggestellt. Der R 34 brauchte 300 Mann zum Einbringen in die Halle. Ein Ankermast hat Vorteile. — N. A. Thompson, L'Aérophile, Bd. 29, Heft 7/8, 1. bis 15. April 1921, S. 114/117 (7 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/27. 41.**

Luftschiffe. Vergleich verschiedener Luftschiffbauarten hinsichtlich Ausnutzung und Transportleistung. Zugrunde gelegt wird als »aerodynamische Gütezahl« des Schiffes das Verhältnis des Triebwerkwirkungsgrades (Wirkungsgrad der Luftschrauben und der Getriebe) zum Widerstandsbeiwert des ganzen Schiffes (der deutsche Wert der Gütezahl ist das 16fache des in der Zahlentafel angegebenen französischen Wertes. D. Ber.). Für die Transportleistung ist das Verhältnis der Nutzlast zum Gesamtgewicht (in vH des letzteren) maßgebend. Den größten Fortschritt zeigen die deutschen Zeppelin-Starrluftschiffe. Bei den französischen Pralluftschiffen Fortschritt weitaus geringer, da sich der Stirnwiderstand kleinerer Pralluftschiffe nicht erheblich herabdrücken läßt. Bemerkenswert ist die Verbesserung der Gütezahl bei dem kleinen Zodiac-Sportluftschiff mit 60 PS-Le Rhône-Umlaufmotor infolge der schnittigeren Gondeldurchbildung und des Weglassens zahlreicher Spannseile (halbfreitragendes Leitwerk). Der Nutzlastanteil bei kleinen Schiffen immer ungünstiger als bei großen. Die Überlegenheit der deutschen Z-Schiffe besteht »nur in ihrer Größe«; eine Unterlegenheit der französischen Prallschiffe nicht festzustellen (vgl. die Zahlentaf.). Starrluftschiffe von mehr als 60000 m³ für Aufklärung und Fernflüge in großen Höhen äußerst wichtig. Prallschiffe unterhalb 15000 m³ vorteilhaft. Prallschiffe im großen und ganzen nicht mehr verbesserungsfähig; Starrluftschiffe bieten durch Ersatz des Duralumins durch hochwertigen Stahl noch große Verbesserungsmöglichkeiten. — Champsaur, L'Aéronautique, Bd. 3, Heft 24, Mai 1921, S. 189/193 (10 Sp., 6 Lichtb., 24 Schattenrisse deutscher Z-Schiffe, 2 Zahlentaf. deutscher und französischer Schiffe). W. **21/28. 56.**

Luftschrauben. Überschallgeschwindigkeitsluftschrauben. Der englische Luftfahrtbeirat hat durch Versuche festgestellt, daß der Schraubenzug sehr stark abnimmt, sobald die Umfangsgeschwindigkeit die des Schalles überschreitet. S. A. Reed fand durch Versuche an dünnen Metalluftschrauben beim Überschreiten der Schallgeschwindigkeit bis zu 488 m/s nichts Abnormes. Versuche bei Curtiss bestätigen die Angaben. Versuche mit einer Luftschraube von 0,6 m Durchm. im Schraubenstrahl eines Flugzeuges ergaben guten Wirkungsgrad. Wissenschaftliche Erklärung wird demnächst veröffentlicht. Große Aussichten bei Verwendung von Dampfturbinen. — Flight, Bd. 13, 23. Juni 1921, Heft 25, S. 423/424 (2¼ Sp., 3 Abb.). Hn. **21/28. 57.**

Materialkunde. Autotechnische Leichtmetalle. Folgende Zusätze zum Aluminium haben sich bewährt:

Wolfram mit kleinen Mengen Kupfer und Zink:
ergibt ausreichende Zähigkeit zum Ziehen und Walzen;
2 vH Kupfer und 10 vH Zink:
ergibt ausreichende Schmied- und Walzbarkeit;
Magnesium:
jede Bearbeitung: Löten, Schweißen, Pressen, Schmieden, Walzen, Gießen usw. möglich;
Elektron (spez. Gewicht: 2,0):
jede Bearbeitung möglich.

— Lavir, Autotechnik, Bd. 10, Heft 13, 18. Juni 1921, S. 5 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **21/27. 42.**

Materialkunde. Elektronmetall. Proben der Chemischen Fabrik Griesheim-Elektron wurden von dem amerikanischen »Bureau o

Construction and Repair« (entspricht dem ehemaligen Seeflugzeugs-Versuchs-Kommando zu Warnemünde. D. Ber.) untersucht.

	halbhart	hart
Dicke in mm	0,89	0,85
Spez. Gewicht	1,84	1,85
Streckgrenze in kg/cm²:		
»CM« für elektrische Zwecke	1160	1370
»Z 1« für mechanische Zwecke	1220	1550
»AZM« für mechanische Zwecke (bes. hart)	1420	1550
»AZ« zum Gießen	1430	1360
Zugfestigkeit in kg/cm²:		
»CM«	2340	3100
»Z 1«	2540	3260
»AZM«	2070	3030
»AZ«	2070	3000
Dehnung in vH:		
»CM«	10,0	2,0
»Z 1«	23,0	3,0
»AZM«	14,0	7,5
»AZ«	12,0	7,0

Das Metall widersteht allen Alkalien und wird von Säuren sowie Flußwasser angegriffen. Holzfirnis kein Schutzmittel, sondern Bakelite. Löten und Schweißen ohne weiteres möglich. Gute Gießbarkeit und leichte Bearbeitbarkeit. — Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 14, 13. Juni 1921, S. 325 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **21/27. 44.**

Materialkunde. Luftschiffbespannstoffe. I. Für Hüllen unstarrer Schiffe. Die Reißlänge der Baumwollstoffe beträgt unabhängig vom Einheitsgewicht 10 km. Gewöhnlich verwendet man diagonal gedoppelten oder mit diagonaler Mittellage dreifachen Stoff, Gesamtgewicht 340 bzw. 420 g/m². Gasdichtigkeit durch Gummi. Andere Stoffe: Goldschlägerhaut wird nicht genug erzeugt. Überzug von Ölen oder Gelatine zu empfindlich.

Materialkunde. Jucho-Streckträger und -Streckmaste werden durch Schlitzen und Auseinanderziehen der Stege hergestellt (vgl. die beiden Abb.). — Elektrotechnische Zeitschrift, Bd. 42, 26. Mai 1921, S. 552/553 (1½ Sp., 2 Abb.). Hn. **21/27. 46.**

Meßgeräte. Das Messen der wahren Neigung. Jede Geschwindigkeitschwankung lenkt die üblichen Neigungsmesser aus der wahren Lotrichtung ab. Da Schwere und Trägheitskraft wesensgleich sind, ist es unmöglich, sie zu trennen und die wahre Neigung zu messen (vgl. ZFM, Bd. 11, Luftfahrtrundschau zu Nr. 19 vom 15. Oktober 1920, Nr. 0211). Das gilt ebenso für Vereinigungen von Pendeln, wie für magnetische Inklinationsnadeln, wie für freifallende Körper. Auch kräftefrei aufgehängte Kreisel und sogar Kreiselpendel zeigen nicht dauernd richtig.

Einen Ausweg bietet die Messung der Wendegeschwindigkeit, dadurch, daß man den Kreisel nicht an die Erde, sondern an das Flugzeug »fesselt«, nämlich ihm einen Freiheitsgrad elastisch beschränkt, einen zweiten durch Zapfenlager nimmt. Anwendung im Drexler-Steuerzeiger. — E. Everling, Das Weltall, Bd. 21, Febr./März 1921, Nr. 9/10 u. 11/12, S. 67/73 (6 Sp., 8 Lichtb., 3 Skizzen). E. **21/27. 48.**

Motorbau. Einige Versuche zur Überverdichtung von Schnelläufern. Zwei Möglichkeiten zur Erhöhung der Motorleistung: größere Kolbengeschwindigkeit oder höherer mittlerer Druck. Die erstere bereitet Schwierigkeiten bei Bemessung der Ventilquerschnitte und Herstellung, die zweite wird durch Selbstzündungen unmöglich gemacht. Durch Erniedrigen der Entflammtemperatur werden Vorteile erwartet. Dazu Versuche mit sehr armen Gemischen. Dann Bau eines Motors mit Schlitzen im Zylinder, durch die am Ende des Ansaughubes Preßluft in den Zylinder eingeblasen wird. Durch Überverdichten steigt die Reibungsarbeit um 33 vH, der Brennstoffverbrauch fallt um 5 vH. Kühlung der Preßluft ohne Einfluß. Ergebnisse mit dem neuen Motor:

Vergrößerung des thermischen Wirkungsgrades bei:
1000 Umdr./min von 28,6 auf 31,4,
2000 Umdr./min von 30,9 auf 33,7.

Mehrgewicht durch die Überverdichtung 10 vH, Leistungsgewinn 40 vH. — H. R. Riccardo, Aeronautics, Bd. 20, Heft 397, 20. Mai 1921, S. 380 (1½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/27. 49.**

Motorbau. Einbau in das Flugzeug. Mehr Motorversager durch Unbrauchbarwerden von Einbauteilen, als durch Versagen des Motors. Motorgetriebene Benzinpumpen werden immer mehr verwendet. Brennstoffleitung kann durch Versuche noch verbessert werden. Ölleitungen kann man noch vereinfachen. Thermometer zur Anzeige der Öltemperatur vorteilhaft. Die Schwimmer am Vergaser sind meist zu klein, um das Nadelventil stets zu schließen. Keine Gummischlauchverbindungen an der Brennstoffleitung. Wenn möglich auch Kühlluft an die Zylinder selbst heranlassen. Maybachanlaßvorrichtung von Vorteil. Keine Kabel zur Steuerung des Motors.

(Beschreibung bekannter Motoreinbauten in bewährte englische Verkehrsflugzeuge.) — A. J. Rowledge, Aviation, Bd. 10, Heft 22, 30. Mai 1921, S. 685/688 (7½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/27. 50.**

Motorbau. Wege zur Brennstoffersparnis. Geheizte Krümmer in der Ansaugleitung vorteilhaft. Bei Steigerung des Verdichtungsverhältnisses Erniedrigung der Selbstzündungstemperatur durch Zusatz von Toluol oder gekühlten Abgasen und Verwendung von Aluminiumkolben. — A. Jacoby, Allgemeine Automobil-Zeitung, Bd. 22, Heft 21, 21. Mai 1921, S 29/30 (4 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/27. 51.**

Motorbau. Ein neues Arbeitsmaschinenprinzip. Mitten in einem ellipsenförmigen Gefäß läuft mit hoher Drehzahl ein Schaufelrad. Das Wasser folgt der Wandung. Da, wo sich die Wandung vom Rad entfernt, tritt frisches Wasser ein und da, wo sich die Wand dem Rade wieder nähert, aus. Kein Ventil. Mit geringen Änderungen als Kapselmotor ausführbar. — Wa. O., Autotechnik, Bd. 10, Heft 13, 18. Juni 1921, S. 11 (1 Sp., 1 Abb.). Hn. **21/28. 61.**

Motorbeschreibung. Ein 500 PS-Maybachmotor mit 6 Zylindern in Reihe, 165 mm Bohrung und 180 mm Hub war in dem siegreichen Rennwagen auf der Brooklandsrennbahn am Pfingstmontag 1921 eingebaut. — Das Auto, Heft 12, 15. Juni 1921, S. 394 (⅛ Sp., o. Abb.). Hn. **21/27. 52.**

Motorbeschreibung. Überlastbarkeit des 450-PS-Napier-»Lion«-Motors. In allen Flugzeugen mit Napier-»Lion«-Motor mit Verdichtungsverhältnis 1 : 5,5 oder 1 : 5,8 soll die Gasdrossel derart durchgebildet sein, daß ein unbeabsichtigtes Vollgasgeben in Höhen unterhalb 2,3 km nach Möglichkeit durch verbesserte Rastenbauart vermieden wird. Der Gashebel darf über die Rastenbegrenzung hinaus nur in Höhen oberhalb 2,3 km oder in Notfällen verstellbar werden. Ein entsprechender Anschlag ist im Führerraum anzubringen.

Luftschrauben für diesen Motor müssen eine Motordrehzahl von mindestens 1800 Umdr./min zulassen. — Mitteilungen für Werkmeister (Notices to Ground Engineers), Nr. 6 von 1921, Flight, Bd. 13, Heft 25, 23. Juni 1921, S. 422 (15 Zl., o. Abb.). W. **21/28. 63.**

Motorschmierung. Rückgewinnung von Schmieröl ist durch Zentrifugen möglich. Darin wird das Öl durch einen Glaswollfilter geschleudert. Das rückgewonnene Öl hat etwas geringere Viskosität und dunklere Farbe. — W. Oswald, Allgemeine Automobilzeitung, Bd. 22, Heft 23, 4. Juni 1921, S. 43 (2 Sp., 2 Abb.). Hn. **21/26. 46.**

Motorteile. Aluminiumkolben. Nach Lea ist die durch die Kühlrippen des Kolbens in das Kurbelgehäuse übertragene Wärmemenge so außerordentlich klein, daß diese nur zur Verstärkung des Bodens dienen. Die vielen Rippen des Hispano-Suiza sind überflüssig und erschweren den Guß. Versuche von Sunbeam bestätigen das. Nach Versuchen von Hall muß die Dicke des Kolbenbodens in der Mitte 7 vH des Durchmessers betragen, um Überhitzung zu vermeiden. Der Wandquerschnitt hinter den Ringen muß ¼ der Kolbenfläche betragen. Nach Versuchen der R.A.E. bleiben Kolben ohne Rippen kühler, als gleich schwere mit Rippen. Die abzuleitende Wärmemenge wächst mit dem Quadrat des Durchmessers und der Leistung je Einheit der Kolbenfläche. Aus bewährten Motoren lassen sich Beiwerte berechnen, mit denen man Boden und Wandstärke neuer Entwürfe bestimmen kann.

An einem Zylinder des Liberty-Motors wurden auf elektrischem Wege die Kolbentemperaturen in der Mitte und am Rand des Bodens, dicht unter den Ringen sowie am unteren Ende der Wandung gemessen. Der größte Temperaturabfall findet zwischen den Ringen statt. Versuche bei 800 Umdr./min. Je geringer die Wandstärke und das Gewicht, um so höher die Temperatur. Die Wassertemperatur hat auf die Temperatur des Bodens und des Teiles zwischen den Ringen ganz außerordentlich hohen Einfluß. An dem unteren Teile des Kolbens ist der Einfluß ziemlich gering. Bei Erhöhen der Drehzahl auf 1000 Umdr./min stieg die Temperatur nur unbedeutend. Für höhere Drehzahlen Meßvorrichtung noch nicht genügend durchgebildet.

Infolge der durch hohe Temperatur entstehenden starken Ausdehnung der oberen Kolbenwand deren Trennung von der unteren berechtigt und bewährt. Neuere Versuche ergaben als bestes Spiel zwischen Kolben und Zylinderwand $^{1}/_{1000}$ Durchm. — F. Jardine und F. Jehle, Aerial Age Weekly, Bd. 13, 16. und 23. Mai 1921, S. 228/229 und 250/253 (10 Sp., 9 Abb.). Hn. **21/28. 65.**

Segelflug. Segelflug, Aufsteigen ohne Kraftleistung: Eine Leistungsbilanz. Man muß unterscheiden: Segeln (»sailing«), Leistung aus dem Wind entnehmen, wie das Segelschiff, und Auf-

steigen (»soaring«; der in der englischen Literatur sonst gebräuchliche Ausdruck für Segelflug) in der Luft. Riach hat de Villamil falsch verstanden. Durch Einschwenken in den Wind kann der Vogel seine Bewegungsenergie vervierfachen und den Überschuß zum Steigen ausnutzen. (Daß der Vogel beim Kreisen auch seine Lageenergie ändert, wird nicht beachtet; der Flugwiderstand wird nicht erwähnt, wohl stillschweigend als durch Gleiten ausgeglichen angesehen. D. Ber.) — R. de Villamil, Aeronautics, Bd. 20, 17. März 1921, Nr. 387, S. 180/181 (4 Sp., 4 Zeichn.).

Ganz ähnliche Untersuchungen wie Riach hat Knoller-Wien bereits vor 12 Jahren angestellt. — Kurze Zuschrift von Leo Kirste, ebenda, S. 193.

Riachs Annahme eines Anstellwinkels von 6° sei falsch, da nach einem Patent von Passat Segelflüge mit negativem Anstellwinkel möglich seien. — Kurze Zuschrift von J. B. Passat, ebenda, S. 193. E. **21/26. 47.**

Segelflug. Die Nimführsche Segelflugmaschine. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 13, 22. Juni 1921, S. 255/256 (1½ Sp., o. Abb.). W. **21/28. 68.**

Strömungslehre. Einführung in die »Untersuchung der Gesetze des Flügelwiderstands«, ein Buch von Georges de Bothezat. (Geschichtliche und erläuternde Vorbemerkungen der Schriftleitung.) Das erste Kapitel führt ein in die Fragen des Flüssigkeitswiderstands; man merkt den Einfluß von Painlevé. Das zweite behandelt kritisch die Grundlagen der Erfahrungsgesetze, Anstellwinkel, Druckmittel, metazentrische Kurven usw., das dritte und wichtigste ist den Wirbeln gewidmet, dem Abwind, der nicht wirklich da sei, sondern als Welle gedeutet werde, den Wirbelzöpfen und den Widerstandswirbeln, die in »ganz elementaren« Betrachtungen als »Wellen zweiter Art« innerhalb der »Wellen erster Art«, infolge der Zähigkeit der Flüssigkeit, behandelt werden. In den Anhängen wird der Kuttasche Satz für reibende Flüssigkeiten bewiesen, die Bernoullische Gleichung mit Hilfe von »natürlichen Flüssigkeitskoordinaten« verallgemeinert, die Gleichungen der metazentrischen Kurven in Plückerschen Koordinaten angegeben und Karmans Arbeit über den Flüssigkeitswiderstand übersetzt. (Es folgt teilweise Übersetzung der Einleitung des Buches, geschichtliche und allgemeine bzw. auf Besonderheiten des Inhalts bezügliche Angaben.) — Nach Georges de Bothezat, L'Aéronautique, Bd. 3, Febr. 1921, Nr. 21, S. 93/96 (7½ Sp., o. Abb.). E. **21/26. 48.**

Strömungslehre. Der Wirkungsgrad eines Windkanals läßt sich als der eines nicht umkehrbaren Kreisprozesses bzw. wie der eines fallenden und wieder hochspringenden Gummiballes als Verhältnis einer gewissen Energie-Ergänzungshöhe zur ursprünglichen Fallhöhe, aus dem Verhältnis der wiedergewonnenen zur ursprünglichen Leistung bestimmen. Die Gesamtleistung ist dabei das Flächenintegral über Staudruck mal Geschwindigkeit im engsten Querschnitt, der Leistungsverlust ergibt sich als Flächenintegral an der Stelle vor dem Gebläse über Geschwindigkeit mal Summe von Staudruck und Abnahme der Bernoullischen Konstante, letztere auf dem Wege von der Kehle bis zum Gebläse.

Die Luftdichten können dabei aus der Annahme adiabatischer Luftbewegung ermittelt werden, so daß sich für gleichmäßige Geschwindigkeitsverteilung einfache Formel ergibt.

Für einige Windkanäle sind die Verluste größer als die Leistung. Solche »Bremsen« sollte man fortlassen und das Gebläse allein verwenden.

Allgemein muß die Nutzleistung des Gebläses gleich dem Leistungsverlust im Kanal sein. Damit läßt sich der Gesamtwirkungsgrad von Gebläse und Kanal berechnen, ferner der Gebläsedruck. Die Verluste entstehen größtenteils im Diffusorkegel und infolge der Bewegungsenergie der austretenden Luft. Der Öffnungswinkel dieses Kegels ist mit Rücksicht auf die Zähigkeit der Luft zu wählen. — Georges de Bothezat, L'Aéronautique, Bd. 3, April 1921, Nr. 23, S. 158/160 (4 Sp., o. Abb.). E. **21/27. 54.**

Strömungslehre. Luftkraftmessungen an Körpern natürlicher Größe ergeben nach Messungen von Zahm, Gibbons und Prandtl wesentlich geringeren Reibungswiderstand als bei Modellen, um so mehr, je flacher die Form quer zur Strömung, aber auch bei Luftschiffrümpfen noch 20 vH. Abnahme des Gesamtwiderstandes bei Übergang von 6 auf 18 m/s.

Nach vergleichenden Versuchen an Tragflügeln mit verschiedenen »Kennwerten« (Abmessung mal Geschwindigkeit) in 3 Windkanälen und mit dem Meßwagen des Aerotechnischen Instituts in St. Cyr, des zurzeit einzigen der Welt (die deutsche »Prüfbahn« der DVL in Dümde, vgl. 20/01. 08, hat den Krieg nicht überlebt. D. Ber.) nimmt mit wachsendem Kennwert der Auftrieb nur wenig zu, der Widerstand aber beträchtlich ab. Um so wichtiger ist die Verminderung der schädlichen Widerstände bei den Flugzeugen und ferner die Vergrößerung des technischen Personals. Göttingen hatte während des Krieges für einen Windkanal 50 Angestellte, darunter 10 Ingenieure. — Bericht über einen Vortrag von Toussaint vor dem Wissenschaftlichen Ausschuß des französischen Aeroklubs. L'Air, Bd. 2, 20. Mai 1921, Nr. 37, S. 18 (2 Sp., o. Abb., 2 Zahlentaf. von Widerstandsversuchen mit Luftschiffhüllen und Tragflügeln). E. **21/27. 55.**

Unterbringung. Luftschiffhallen und ihr Bau. Hallenfrage im Kriege sehr bedeutsam. Fortschritt im Starrluftschiffbau in England vielfach durch Mangel an Hallenraum behindert. Bei Kriegsbeginn in England nur kleine Hallen für Pralluftschiffe von geringer Größe vorhanden. Erfahrungen hinsichtlich des Baues von großen Hallen lagen nicht vor, ebenso fehlten Einzelheiten über die modernen deutschen Hallen. Hallenkonstruktion mußte daher während des Krieges von Grund auf entwickelt werden. Im Kriege in England etwa 61 Luftschiffhallen verschiedenster Größe gebaut. Hallen für Pralluftschiffe mußten billig, schnell anzufertigen und aufzubauen sowie transportfähig sein. Starrluftschiffhallen bleibend, dauerhaft und möglichst brandsicher. Vielfach mußten Hallen während der Errichtung oder nachträglich zweimal verlängert werden, da mittlerweile an Größe unzureichend. Das war eine erhebliche Erschwerung für den Konstrukteur.

Gerüst für große Hallen vollständig aus Stahl, für kleinere aus Holz oder Stahl oder gemischte Bauweise. Ältere Hallen noch vielfach mit Stoffbekleidung, mit Rücksicht auf Lebensdauer später aber stets Wellblechbekleidung, mit Ausnahme der transportablen Hallen. (Eingehende Beschreibung der größten englischen Halle in Pulham für zwei Schiffe.) Die durch die Außentemperatur hervorgerufenen Längenänderungen (Wärmedehnungen) dürfen bei der Konstruktion nicht vernachlässigt werden. — Luke Hamilton Larmuth, Vortrag vor der Vereinigung der Zivilingenieure, 5. April 1921, Flight, Bd. 13, Heft 15, 14. April 1921, S. 263/264 (4 Sp., 2 Zahlentafeln, 1 Lichtb., Konstruktionsangaben über eine große englische Halle). W. **21/28. 69.**

Wetterkunde. Anwendung der Zirruswolken bei der Wettervorhersage. Die Zirren kommen von der Mitte des Tiefdruckgebiets. Ihre Geschwindigkeit entspricht dessen Stärke. Sie zeigen ein noch unbekanntes Tief, sogar ein noch nicht bestehendes an; umgekehrt kann aus der bekannten Lage des Tief auf die Zugrichtung der Zirren vorher geschlossen werden.

Ferner ergibt die Beobachtung: Anfängliche Zugrichtung des Tief ist die der Zirren; aber der Weg des Tiefdruckzentrums ist von dieser Richtung unabhängig. Dasselbe gilt von der Geschwindigkeit beider. Die Zirren bilden einen Teil der »Wolkenfolge«, die »ihrer Begriffsbestimmung nach vom Tiefdruck unabhängig ist«.

Wettervorhersage nach den Zirren ist nur auf Grund der gesamten Luftdruckverteilung möglich. — Gabriel Guilbert, L'Aéronautique, Bd. 3, Februar 1921, Nr. 21, S. 68 (1 Sp., o. Abb.). E. **21/27. 56.**

Luftschrauben. Treibschrauben (Fortsetzung). Die Einströmgeschwindigkeit ist entsprechend anders anzusetzen, wenn man statt des vollen Kreisringelementes nur die Wirkungsbreite betrachtet. Von anderm Standpunkt aus, mit der Annahme gleicher Schübe in beiden Fällen, folgen dieselben Beziehungen. Verhältnis Flügelbreite zu Wirkungstiefe ist Funktion des Verhältnisses Flügelbreite zum »Spalt« zwischen den Schraubenflügeln. Umformung ergibt wichtige Reihenformel für das Verhältnis Strahlgeschwindigkeit zu Einströmgeschwindigkeit abhängig vom Halbmesser.

Annahme der Einströmtheorie, daß Wirkungstiefe gleich Flügelspalt, ist unhaltbar. Anderseits kann man die Wirkungstiefe der Flügelsehne proportional setzen. Das ist für Tragflügel brauchbar, für Luftschrauben unzureichend; denn die Tiefe ändert sich mit dem Halbmesser.

Anwendung der Beziehung zwischen Wirkungstiefe und Verhältnis Blattbreite zu Flügelspalt: auf den Tragflügel im Windkanal, dessen Durchmesser der Wirkungstiefe entspricht, und auf die Treibschraube, wo jenes Verhältnis nicht mehr klein ist. Hier ist die Wirkungstiefe für eine bestimmte Drehzahl am größten und wächst im praktischen Bereich mit der Blattbreite, aber nicht ganz proportional.

Bei Vergrößerung der Blattbreite und gleichzeitiger entsprechender Verkleinerung der Flügelzahl bleibt die Wirkungsweise ungeändert. Wächst nur die Flügelbreite, so nimmt auch die Einströmgeschwindigkeit zu, der Anstellwinkel und die Strahlgeschwindigkeit ab.

Im Anschluß an die Vierdecker- (»Kaskaden-«) Versuche von Mc Kinnon Wood ergibt sich durch Betrachtung der einzelnen Flügel mit einem einfachen Ansatz für das Verhältnis von »Abwind« zu Strahlgeschwindigkeit abhängig vom Abstand vom Flügel, daß die Anstellwinkel und Einströmgeschwindigkeiten abwechselnd größer und kleiner sind, jedoch um so weniger verschieden, je mehr Blätter vorhanden. Dasselbe bei Schrauben beliebiger Flügelzahl.

Für Fahrtschraube gilt das gleiche, jedoch mit anderen Stromlinien und Anstellwinkeln, voraussichtlich größeren. Mit einer geringfügigen Änderung des obigen Ansatzes für das Geschwindigkeitsverhältnis und aus der Definition der Wirkungstiefe als der Breite des beschleunigten Luftstroms folgt nach Ähnlichkeitsbetrachtungen, daß die Einströmgeschwindigkeit vom Maßstab nicht abhängt, und daß die Wirkungstiefe gleich dem halben Flügelspalt ist. Verallgemeinerung jenes Ansatzes in eine Reihenentwicklung führt zu allgemeinen Schlüssen über die Beiwerte, ist aber schwer aufzulösen. Daher Näherungsansatz für den praktischen Bereich.

Für Standschraube ergibt sich nach Integration der Definitionsgleichung für die Wirkungstiefe ein unbestimmter Ausdruck. Anderseits folgt aus Überlegungen und Versuchen sowie aus einem Ansatz für den Abwindwinkel, daß jenes Verhältnis Einström- zu Strahlgeschwindigkeit tatsächlich durch derartigen Ansatz wiedergegeben werden kann, indem ein Beiwert sich aus Berechnungen der Wirkungstiefe als nahezu konstant ergibt. Kurve für Wirkungstiefe abhängig vom Verhältnis Blattbreite zu Flügelspalt deckt sich mit früheren Angaben nur ungefähr. Daher anderer Ansatz für den Abwindwinkel, der weniger konstanten Beiwert, und in der Nähe des Flügelblatts richtige Abwindwinkel ergibt, aber zur Berechnung der Wirkungstiefe ungeeignet ist.

Welche Ergebnisse sind zu erwarten, beispielsweise für die Standschraube? (Zusammenstellung der Formeln.)

Der wahre Anstellwinkel läßt sich aus dem scheinbaren mit Hilfe des Abwinds berechnen. Mit zunehmender Flügelzahl strebt sein Wert einer bestimmten Grenze zu. Einströmgeschwindigkeit ist merklich gleich der halben Strahlgeschwindigkeit, da die Zeit zwischen zwei Flügeldurchgängen sehr klein. Die Vereinfachung, die dies ergab, versagt bei der Wirkungstiefe, die sich daraus gleich dem halben Flügelabstand ergibt, für sehr große Werte. Zwei verschiedene Formeln für den Anstellwinkel stimmen für unendlich viele Flügel überein. Dann keine Schwankung der Strömungsverhältnisse mehr.

Im Gegensatz zu de Bothezats Schraubentheorie wurde bisher die »gleichwertige Höhe« des betrachteten Flüssigkeitsteilchens vom Auftriebsbeiwert unabhängig genommen. Für das Produkt beider Größen ergibt sich eine bestimmte obere Grenze. Das hatte die Ableitung obiger Anstellwinkelformeln ermöglicht.

Auch der Abwindwinkel läßt sich durch den Anstellwinkel ausdrücken. Ist dem Auftriebsbeiwert proportional. Die übliche Einströmtheorie liefert die Drehzahl im Stand zu hoch, weil sich zu kleine Auftriebsbeiwerte und Anstellwinkel ergeben. Der Auftriebsbeiwert kann vom Anstellwinkel nahezu linear abhängig angesetzt werden. Auf einen anderen Wege ergibt sich, daß der Anstellwinkel für unendlich große Flügelzahl den Wert für den Auftrieb Null erreicht, was von vornherein klar ist. — M. A. S. Riach, Aeronautics, Bd. 19, 16. und 30. Dezember 1920, Bd. 20, 6., 13. und 27. Januar, 3. und 10. Februar, 10. und 24. März, 7. April, 5. Mai 1921, S. 438/439, 471/472, 14/15, 27/28, 67/68, 82/83, 100/101, 164/165, 205/206, 241/243, 318/320 (42 Sp., 17 Abb., 10 kl. Zahltaf.). E. (Fortsetzung folgt.) **21/24. 26.**

Meßgeräte. Wolkenspiegel und Flug. Richtung und Zuggeschwindigkeit der Wolken werden an vielen Beobachtungsstellen des amerikanischen Wetterdienstes dreimal täglich mit einem schwarzen, wagrecht starr befestigten Spiegel mit geteiltem Rand, Absehvorrichtung in bestimmter Höhe, nebst verschiebbarer Marke Maßstab, Libelle und Uhr gemessen. Die Wolkenhöhe ist aus ihrer Gestalt zu schätzen. Eine Reihe Stationen machen Pilotballonmessungen. — Aviation and Aircraft Journal, Bd. 10, 24. Jan. 1921, S. 111 (1 Sp., 1 Lichtb. der amerikanischen Abart des an sich bekannten Gerätes). Ausführliche Angaben über Einbau, Handhabung und Auswertung nebst Beispielen: Der Wolkenspiegel des Wetteramtes. Aerial Age Weekly, Bd. 12, 17. Jan. 1921, S. 487/489 ($7^1/_2$ Sp., 2 Lichtb. des Gerätes, 1 Zeichn., 1 Schaulinie der Zeitgleichung, 2 Zahlentaf. der Zeitgleichung und der Windrose). E. **21/11. 58.**

Motorbeschreibung. Der 600-PS-Daimler-Motor hat 235 mm Bohrung und 250 mm Hub.

Brennstoffverbrauch	230 g/PSh
Ölverbrauch	15 »
Leistung bei 1250 U/min	650 PS
» » 900 »	450 »
» » 500 »	250 »
Gesamtgewicht	1050 kg.

— La Conquête de l'Air, 1. Aug. 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 4. Jan. 1920, S. 14, A. F. 1002. Hn. **21/8. 58.**

Motorteile. Der Apax-Kerzenreiniger besteht aus einseitig geschlossenem Aluminiumrohr, in dem sich eine Menge loser Stahldrahtstücke und Nadeln befinden. Man schraubt die zu reinigende Kerze in die zur Hälfte mit Benzin oder Petroleum gefüllte Büchse und befreit die Kerzenelektroden durch Schütteln von Ölkohleteilen usw. Hersteller: Aircraft Improvements Co., Ltd., 10, Coleman Street, E. C. 2. London. Preis: 5 sh. — Flight, Bd. 13, 20. Jan. 1921, S. 49 ($^1/_2$ S., 1 Skizz.). W. **21/8. 61.**

Motorteile. Eine neue Kolbenringbauart von Johnston: Querschnitt rechtwinkliges Dreieck mit 35° Winkel an der Unterkante der Kolbenwand-Auflagefläche beim oberen, an der Oberkante beim unteren der beiden Ringe, die nur geringe Federung haben und durch den Druckunterschied dicht angepreßt werden. Der Ring soll die Leistung erhöhen und Durchtreten von Öl oder Brennstoff ins Kurbelgehäuse verhindern. — Automotive Industries, Bd. 44, 6. Jan. 1921, S. 19 ($^1/_2$ Sp., 1 Lichtb.). E. **21/8. 62.**

Motorzündung. Die Leda-Zündkerze hat in der Mitte eine rohrförmige Elektrode. Der Funke springt an zwei Bügeln zur Masse über. Am äußeren Ende des Rohres ist ein Glas, durch das man die Verbrennung beobachten kann. Auch läßt sich ein Einspritzventil an der Zündkerze anbringen. — Motor Traction, 23. Aug. 1920, ber. in The Technical Review, Bd. 7, 16. Nov. 1920, S. 209, DX 1024. Hn. **21/8. 63.**

Unterbringung. Das Langley-Flugzeugmutterschiff trägt 12 Kampfeinsitzer, 12 Doppelsitzer, 4 Land- und 6 Seebombenflugzeuge. Oben durchgehende Plattform. — L'Auto, Bd. 22, 28. Jan. 1920 ($^1/_4$ Sp., 1 Abb.). Hn. **21/8. 64.**

Literatur.

Literatur. Berichte des englischen Luftfahrtbeirates.

289. Die Windgeschwindigkeit vor den Flügelspitzen eines Doppeldeckers im Fluge (The Velocity of the Wind in Front of the Wing Tips of a Biplane in Flight). Beste Lage für Meßgeräte mitten zwischen Ober- und Unterflügel. Anzeige nirgends richtig.

293. Bemerkungen über das Gewicht von Wasserstoff (Note Relative to the Weight of Hydrogen). Von G. Barr und A. E. Owen. Genaue Formeln für das Gewicht von Wasserstoff bei verschiedenem Druck, Temperatur und Reinheit.

422. Vorläufige Versuche über Längs- und Querschwingungen an einem Handley-Page-Flugzeug (Preliminary Tests on the Rolling and Pitching of a Handley-Page Machine). Messung der Schwingweiten mit und ohne Steuerbetätigung.

479. Untersuchung der Luftdruckverteilung an Rumpf und Flossen eines Cacquot-Fesselballons (Investigation of the Wind Pressure over the Body and the Fins of a Cacquot Kite Balloon). Von L. F. G. Simmons und R. A. Frazer. Messung bei verschiedenen Anblaswinkeln. Unterdruck am größten Teil des Ballons und den Flossen.

511. Vorläufiger Bericht über die Beziehungen zwischen Feuchtigkeit der Atmosphäre und der Zugfestigkeit lackierten Stoffes (Preliminary Note on the Relation between Atmospheric Humidity and the Tensile Strenght of Doped Fabric). Von G. Barr und E. G. Wilson. Veränderung von 10 vH der relativen Feuchtigkeit der Luft ändert die Festigkeit um 6 vH.

525. Wendezeiger für Flugzeuge (Turn Indicators for Aeroplanes). Von F. A. Lindemann. Aus dem Jahre 1917.

587. Modellversuche über die Möglichkeit des Baues eines Windkanals von einfacherer Herstellung, da wo große Gleichförmigkeit nicht verlangt sind (Modell Experiments on the Possibility of Producing a Wind Tunnel of simple Construction Where Great Uniformity and Steadiness of the Wind are not Required). Von R. J. H. Ellis. Es ist nicht möglich, einen brauchbaren Windkanal zu bauen mit geringeren Anschaffungskosten als irgendeine Bauart der englischen Reichsanstalt.

606. Bericht über die Färbung von Lack (Report on the Pigmentation of Dopes). Von V. E. Ramsbottom und H. A. Thomas. Schädliche Einwirkung des Sonnenlichtes wird durch pigmentierten Lack oder Zusatz von 35 vH Celluloseacetat vermieden.

617. Berichte über das Verhalten der Flugzeuge im Rückenflug, unter besonderer Berücksichtigung einiger Unfälle bei »A« (Reports on the Behaviour of Aeroplanes when Flying Inverted, with special reference to some Accidents on »A«).

620. Vorläufige Untersuchung über Anwendung der Mehrdeckerrechnung auf die Luftschraubentheorie (Preliminary Investigation of Multiplane Interference applied to Propeller Theory). Von R. Wood und H. Glauert. Versuch, die Einströmverhältnisse wie den induzierten Widerstand von rückwärts gestaffelten Mehrdeckern zu berechnen.

631. Bericht über die Bestimmung der Luftreibung einer ebenen Fläche aus dem Druckgefälle einer vorbeistreichenden Flüssigkeit (Note on the Determination of a Flat Surface from the Changes in Head of the Fluid passing over it). Von T. E. Stanton und D. Marshall. Vgl. 20/12. 26.

637. Die wirtschaftlichen Bedingungen für den Entfernungsflug (The Economical Conditions for Long Flight). Von H. Glauert. Je höher, um so wirtschaftlicher.

641. Größte Steuerwirkung von Höhenrudern verschiedener Größe (Maximum Control of Elevators of Different Sizes). Von der Aerodynamischen Abteilung der R. A. E. Höhenruder mit 35 vH der Gesamtfläche des Höhenleitwerkes ergeben große Wirkungen bei kleinen Steuerkräften. — Aircraft Engineering, Bd. 1, Sept. 1920, S. 235/236 (2 Sp., o. Abb.). Hn. **21/22. 38.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

16. Heft | 31. August 1921 | 12. Jahrgang

Einiges über das Materialprüfwesen in Flugzeugfabriken.

Von K. Balaban.

(Schluß.)

Es müssen also bei Konstruktionen dem betreffenden Konstrukteur die Zerreißfestigkeiten und Dehnungen, die aus verschiedenen Blechbreiten ermittelt wurden, zur Verfügung stehen, um richtige Werte zu erreichen. Begreiflicherweise ist die Forderung nach gleichmäßiger Verteilung der Kräfte über den Querschnitt um so schwerer zu erfüllen, je breiter die Probestreifen im Verhältnis zur Stablänge sind; dies zeigt sich eben auch in verschiedenen Festigkeitswerten, je nach der untersuchten Stabbreite.

Die Anfertigung solcher Zerreißstäbe erfordert sehr genaue Schlosserarbeit. Die Stäbe werden genau nach Schablonen gefeilt und sodann mit Hilfe von Teillinealen oder Teilmaschinen darauf die Teilung zur Ermittlung der Bruchdehnung angebracht. Um richtige Werte zu erhalten, müssen in der Walzrichtung und senkrecht dazu mindestens drei Stäbe entnommen werden. Jeder Stab wird dann in der Mitte und an den Enden der Meßlänge mit dem Mikrometer auf Hundertelmillimeter ausgemessen, um den Querschnitt der Berechnung der Zugfestigkeit zugrunde legen zu können. Das Mittel aus drei Versuchen gilt dann als Wert für die Zerreißfestigkeit.

Es ist auch nicht ohne Bedeutung, aus welcher Stelle der Blechtafel die Probestreifen entnommen werden. Es dürften bei stärkeren Blechen die Teile aus der Mitte unbedingt fester sein. Über eine Untersuchung, die vom Verfasser an 1 mm starken Blechen angestellt wurden, soll später einmal zusammenhängend berichtet werden.

Jedenfalls haben eine Reihe von Faktoren Einfluß auf die Untersuchungsergebnisse mit Blechen, und es ist gar nicht so einfach, Antwort zu geben, wenn z. B. vom Konstruktionsbureau angefragt wird, welche Festigkeit dieses oder jenes Blech hat.

Die für entsprechend befundenen Bleche werden dann als solche gekennzeichnet und dem Materiallager übergeben. Es kommen also nur tafelweise untersuchte Bleche zur Verarbeitung, um von vorneherein Ausschuß infolge von Materialfehler zu vermeiden. Es ist aber klar, daß bei den vielen Hunderten von Tafeln, die im Werk einlangen, nicht jede einzelne Tafel, so wie geschildert, geprüft werden kann. Bei großen Sendungen beschränkt man sich darauf, aus jeder Tafel zwar die Biegeprobe zu entnehmen, aber nur aus einem gewissen Prozentsatz auch die Zerreißproben zu machen.

Es ist daher sehr wichtig, daß nicht nur das Rohmaterial, sondern auch das fertige Stück laufend untersucht wird. In der richtigen Erkenntnis dessen waren auch die Übernahmevorschriften des Fliegerarsenales derart abgefaßt, daß 1 vH der Erprobung unterzogen werden durfte.

Diese Erprobung wurde aber ständig von der Materialprüfabteilung vorgenommen und dazu in erster Linie solche Stücke herangezogen, die wegen Fehler in den Maßen ausgeschieden werden mußten. Bei der Prüfung fertiger Stücke ist es natürlich immer erforderlich, daß sie so beansprucht werden, wie dies im Flugzeug der Fall ist. Dazu müssen jeweils Vorrichtungen gebaut werden, die sich beim Serienbau bald bezahlt machen, bei Einzelausführungen aber die Kosten stark beeinflussen. Zur Erläuterung dessen sei gezeigt, wie z. B. eine fertige Fahrgestellachse erprobt wird.

Eine solche Achse liegt über den beiden Fahrgestellbügeln B und B_1 auf den Abfederungsspiralen auf, während die Last P an den Rädern angreift. Schematisch wäre also der Fall laut Abb. 10 gegeben. Man hätte daher die Achse einfach auf zwei Unterstützungen B und B_1 aufzulegen und an den Lastangriffstellen mit P zu drücken. Das würde aber ganz falsche Ergebnisse liefern; erstens geben die Stützen bei B und B_1 nach, weil sie ja Federn sind, zweitens folgt die Auflagerbahn dem durchgebogenen Rohr, während bei einem festen Auflager dort ein schiefer Druck entstünde, und drittens wirken die Lasten P nicht in einem Punkt, sondern über die ganze Radnabe verteilt, wodurch die Biegungslinie stark beeinflußt wird. Man sieht also, daß es nur so möglich ist, richtige Verhältnisse zu erzielen, wenn man dieselben Zustände auf der Materialprüfmaschine herstellt, wie sie im Flugzeug vorliegen. In Abb. 11 ist die Erprobung einer Fahrgestellachse photographisch wiedergegeben (siehe auch Abb. 12).

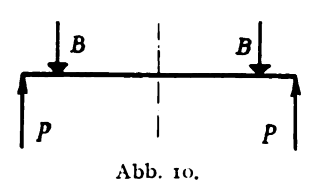
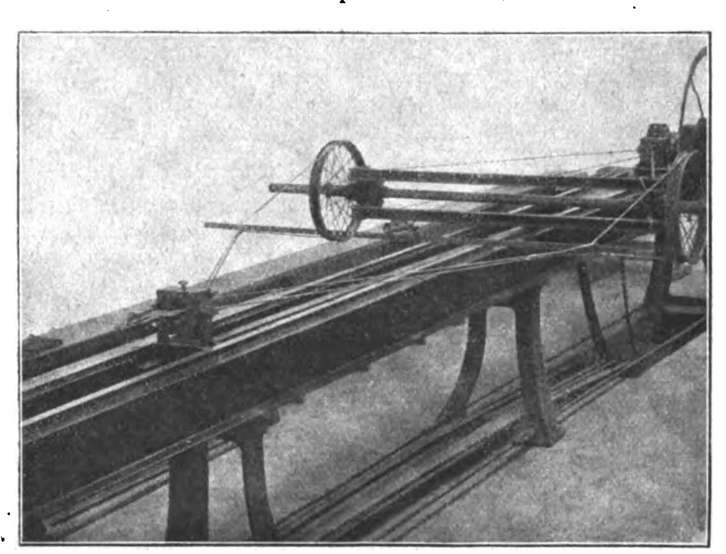


Abb. 10.

Eine komplette Achse, auf der die Federhalter und die beiden Räder montiert sind, ist in einem Rahmen aus U-Eisen R so montiert, daß auf diesen auf jeder Seite ein Fahrgestellbügel B und B_1 in geeigneter Weise befestigt ist und unter Zwischenschaltung der Abfederungsspiralen darauf die Achse A liegt. Um die Räder ist nun ein Seil geschlungen, das zu dem einen Einspannkopf E_1 der Maschine führt. Um nicht schiefen oder ungleichen Zug in die Räder zu bekommen, führt das Seil zunächst über ein kräftiges Profileisen R_2 und von dort erst über Rollen R_3, deren Achse im Einspannkopf E_2 befestigt ist. Der Rahmen R wird ebenfalls über die Rollen R_4 mit dem anderen Einspannkopf E_1 verbunden und nunmehr erst die ganze Achse durch Ziehen an den beiden Rollen R_3 und R_4 erprobt. Dabei wird die Federung in der Mitte der Achse, die Deformation der Abfederungsspiralen »f« bei B und B_1 gemessen. Wie man sieht, sind durch diese Anordnung die tatsächlichen Verhältnisse wiedergegeben, es ergibt sich dabei die Abfederung, die Lastverteilung in der Radnabe usw. genau so wie im Flugzeug.

Dies soll nur als ein Beispiel für so viele Fälle beschrieben sein, um zu zeigen, daß es oft eine Reihe von Vorrichtungen erfordert, um die tatsächlichen Verhältnisse nachzuahmen. Aber auch sonst müssen fast immer besondere Einspannvorrichtungen gebaut werden, wenn fertige Stücke untersucht werden sollen, um die Kraftrichtung u. dgl. richtig zu bekommen. Blechlappen, an denen Seile befestigt sind, müssen stets durch das Seil beansprucht werden, eine direkte Einspannung im Spannkopf der Maschine entspricht natürlich nicht; derartige Beispiele ließen sich noch in großer Zahl anführen.


Abb. 11.

Einer ähnlichen Prüfung wie die Bleche müssen auch die Konstruktionsstähle unterzogen werden. Hier liegen aber die Verhältnisse bedeutend einfacher. Aus den einlangenden Mengen angeblich gleicher Qualität werden aus einer beliebigen Stange drei Zerreißstäbe entnommen, die genau nach den Vorschriften als Proportionalstäbe (Abb. 9) abgedreht werden müssen. Um auch hier einwandfreie Resultate zu bekommen,

müssen sie nach Schablonen auf sehr genauen Drehbänken hergestellt werden. Derartige Stäbe kosten verhältnismäßig viel Geld, weil das Material an und für sich infolge seiner Hochwertigkeit sehr teuer ist und die Präzisionsarbeit des Drehers auch gut bezahlt werden muß. Aus diesem Grunde und um Zeit zu sparen, wurde folgender Vorgang eingehalten:

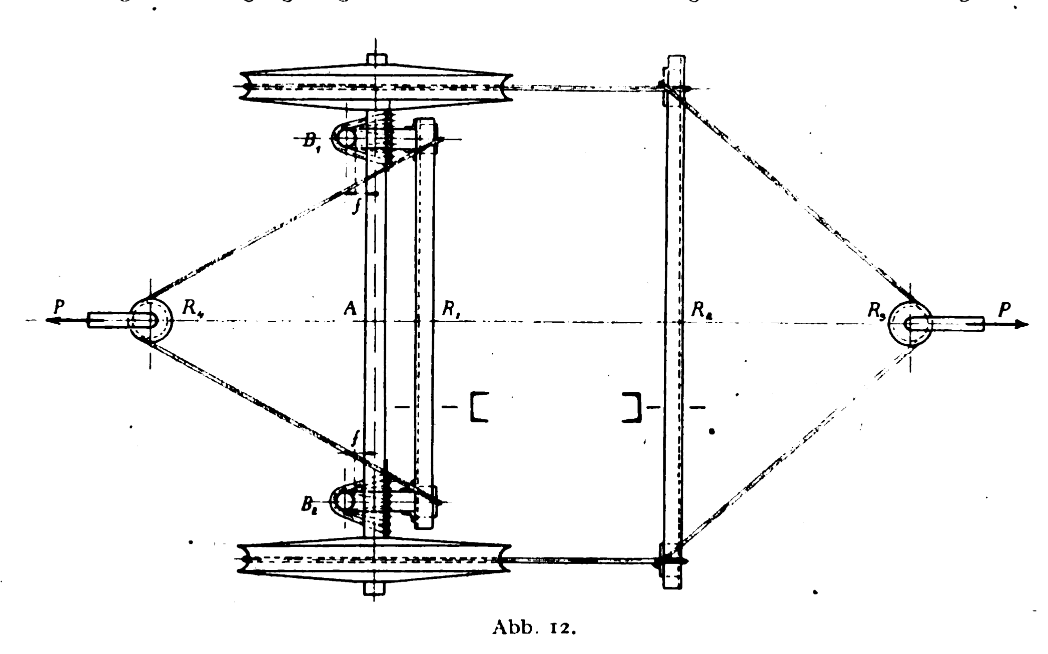


Abb. 12.

Auf dem fertig gedrehten Stab wird mit Teillineal oder der Anreißmaschine die Meßlänge geteilt, und der Stab wieder an mindestens drei Stellen ausgemessen und sodann zerrissen. Wir setzen zunächst voraus, daß nur die Bruchfestigkeit und die Bruchdehnung bestimmt werden soll. Aus der Bruchlast wird dann auf bekannte Weise die Bruchfestigkeit berechnet und die Bruchdehnung bestimmt. Als tatsächlicher Wert gilt das Mittel aus den drei Versuchen. Um nun nicht aus allen Stäben Zerreißproben entnehmen zu müssen, werden an diesen drei bereits zerrissenen Stäben an den unbeeinflußt gebliebenen Köpfen Kugeldruckproben gemacht. Dazu werden am Stabkopf zwei parallele Flächen angefräst oder angefeilt und dann sehr sauber poliert. Nun wird an jedem der drei bereits zerrissenen Probestäbe mit der früher beschriebenen Kugeldruckpresse ein Kugeleindruck z. B. mit 3000 kg Belastung gemacht. Die Belastung und der Kugeldurchmesser hängen von der Festigkeit des Materiales ab; je größer die Festigkeit, desto größer auch die Kugeldruckhärte, so daß also auch die Belastung um so höher zu wählen ist, wenn man genügend große Eindruckdurchmesser zu erhalten wünscht. Dieser Durchmesser wird dann mit Hilfe des Meßmikroskops auf Zehntelmillimeter genau ausgemessen. Bei gleicher Festigkeit und Zusammensetzung des Materiales muß nun bei gleicher Kugelbelastung der Durchmesser des Eindruckes gleich groß sein. Man entnimmt daher aus allen anderen Stäben nur kleine Stücke von etwa 15 bis 25 mm Länge und macht an ihnen die Kugeldruckprobe. Stimmen die Eindruckdurchmesser mit jenen an den Zerreißstäben gemachten überein, so kann man annehmen, daß die Festigkeit die gleiche ist, und dort, wo bedeutende Abweichungen auftreten, können zur Klarstellung noch immer Zerreißproben gemacht werden.

Die Ermittlung der Festigkeit aus den von Brinell aufgestellten Tabellen, die den Kugeldruckpressen mitgegeben werden, ist vollständig unzuverlässig, da die Werte nur für einen schwedischen Stahl besonderer Zusammensetzung aufgestellt wurden und daher auf anderes Material nicht ohne weiteres angewendet werden können. Auf die oben angegebene Art und Weise bietet aber die Kugeldruckprobe ein ausgezeichnetes Mittel zum Vergleich und die Kontrolle der Festigkeit; auf diesem Wege lassen sich aber auch bedeutende Mengen Materiales sparen und rasch und billig prüfen.

Die Kugeldruckprobe gestattet nun auch die Materialprüfung an fertigen Stücken rasch und ohne Zerreißprobe. Schäckel, Spannschlösser u. dgl. können so geprüft werden, daß man am fertigen Stück mit einer entsprechend kleinen Belastung (um den Eindruck nicht zu groß zu bekommen!) und kleiner Kugel einen so kleinen Eindruck macht, daß zwar der Durchmesser genau genug abgelesen werden kann, aber der Querschnitt nicht so weit geschwächt wird, daß die Festigkeit darunter litte. Auf diese Art sieht man auch, ob nicht Verwechslungen bei der Materialausgabe vorgekommen sind.

Auf alle Fälle müssen aber nebenbei Zerreißproben gemacht werden, da diese durch die Kugeldruckprobe niemals ersetzt werden können.

Von großer Bedeutung ist für die Festigkeitsberechnungen die Kenntnis von Elastizitäts- und Proportionalitätsgrenze. Man versteht bekanntlich unter Proportionalitätsgrenze jene Spannung, bis zu welcher für gleiche Spannungsänderungen um 100 kg/cm² die Dehnungen gleich groß bleiben. Ferner gilt als Fließ- oder Streckgrenze jene Spannung, bei der die bleibende Dehnung zwischen 0,2 und 0,5 vH liegt, und als Elastizitätsgrenze jene, bei der die bleibende Formänderung 0,001 vH beträgt. Aus diesen Zahlen ersieht man, daß zur Dehnungsmessung sehr empfindliche Anzeigeapparate notwendig sind; Spiegelapparate sind aber für derartige rasch durchzuführende Bestimmungen zu umständlich, ferner werden die Ablesungen durch Erschütterung der Fundamente leicht beeinträchtigt; man begnügt sich daher mit der näherungsweisen Bestimmung dieser Grenzen. Am einfachsten ergibt sie in den meisten Fällen annähernd das Diagramm. Abb. 13 zeigt ein solches; bis F steigt die Linie fast genau gerade an, erst von dort an tritt das Strecken oder Fließen des Materiales ein; man bezeichnet daher den Punkt F als Streck- oder Fließgrenze. Den Punkt erkennt man auch daran, daß der Wagehebel zu sinken beginnt (da ja dort die Spannung kleiner wird bis C, um erst von dort wieder zu steigen); bei den Maschinen System Tarnogrocki zeigt sich dieser Punkt durch Stehenbleiben des Zeigers, weil das Gewicht durch Sperrklinken am Zurückgehen gehindert ist. Der Punkt E stellt die höchsterreichte Last, die zum Punkte Z gehörige Dehnung die Bruchdehnung dar.

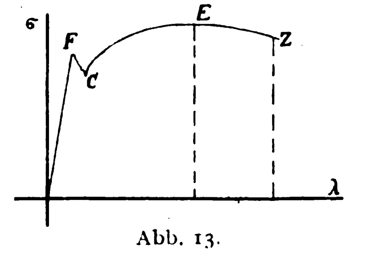


Abb. 13.

Das Diagramm gibt natürlich niemals ganz einwandfreie Resultate und soll stets nur als Kontrolle dienen, da einzig und allein die Ablesungen am Lastanzeiger von Wert sind.

Ein einfacher Winkeldehnungsmesser, wie er von der Firma Mohr & Federhaff geliefert wird, gestattet die Ablesung von Hundertelmillimeter. Die Fließgrenze ist damit einfach bestimmbar, da bei 100 mm Meßlänge 0,2 vH 0,2 mm entsprechen.

Andere Instrumente zur Messung kleiner Längen werden wir bei den Biegungsversuchen kennen lernen.

Der Zugversuch ist also eine verhältnismäßig einfache Prüfung, um so mehr, als man fast immer nur die Bruchfestigkeit und Bruchdehnung bestimmt. Diese Ermittlungen können nun noch bei der Maschine von Mohr & Federhaff je nach der Einstellung des Vorgeleges rasch oder langsam durchgeführt werden, da die Zerreißgeschwindigkeit von 0 bis 30 mm pro min veränderlich ist. — Eine stoßweise Beanspruchung gestattet dagegen das

Pendelschlagwerk.

In das Pendel wird ein geeignet geformter Probestab eingeschraubt und beim Durchtritt durch die Nullage infolge des Stoßes gegen den Amboß plötzlich zerrissen. Natürlich weichen so bestimmte Festigkeitszahlen von den früher durch den normalen Zerreißversuch bestimmten erheblich ab (Schlagzerreißversuch).

Die normale Anwendung dieser Maschine ist aber die Bestimmung der spezifischen Schlagarbeit, das ist jene Arbeit, die verbraucht wird, um den Probestab zu durchschlagen. Größere Stäbe erhalten Abmessungen nach Abb. 14a, kleinere nach Abb. 14b. Letztere sind speziell für den gebräuchlichsten 10-mkg-Hammer geeignet. Da bei diesen Proben die Temperatur von großer Bedeutung ist (bei Temperaturunterschieden von 0 bis + 20° C steigt die Schlagarbeit um etwa 30 vH), sollen diese Versuche stets bei 15 bis 20° C durchgeführt werden. (Laut den Normalien für Kerbschlagproben.) Auch diese Probe ist speziell für die im Flugzeugbau vorkommenden Beanspruchungen zur Beurteilung des Materiales äußerst wichtig und gibt z. B. sehr guten Aufschluß über die Sprödigkeit, die ja durch den Zugversuch nicht ohne weiteres erkannt werden kann, wie schon bei der Blechprüfung erläutert wurde.

Damit sind die häufigsten Untersuchungen, die an Stangenmaterial und Blechen laufend ausgeführt werden müssen, so ziemlich erschöpft.

Und trotz dieser wohl sehr eingehenden Prüfung des Rohmateriales, wie sie bei der Blechübernahme geschildert wurde, kommt es doch vor, daß bei dem fertigen Stück Materialfehler zutage treten. Diese zu entdecken erfordert natürlich sehr gut geschulte Kräfte, die aber auch wissen müssen, wo an den betreffenden Stücken die gefährlichen Stellen und wie Materialfehler zu erkennen sind. Verdächtige Stücke müssen daher vom Meister, dem diese Stückkontrolle unterstellt ist, sofort dem Abteilungsleiter übergeben werden, der dann zu untersuchen hat, worauf die Fehler zurückzuführen sind. Gerade bei Blechen können Mängel auch durch falsche Bearbeitung auftreten, wenn z. B. beim Schweißen das Blech »verbrannt« oder beim Biegen die Biegekante falsch behandelt wurde. Daher ist in solchen Fällen die Ursache in erster Linie deshalb ausfindig zu machen, weil Bearbeitungsfehler durch entsprechende Angaben vermieden werden können. Aber auch bei Brüchen zeigen sich häufig Merkmale, die es notwendig erscheinen lassen, nachzuforschen ob falsche Dimensionierung oder Materialfehler als Ursache anzusehen sind. In derartigen Fällen führt fast immer die metallographische Untersuchung sehr rasch zum Ziel.

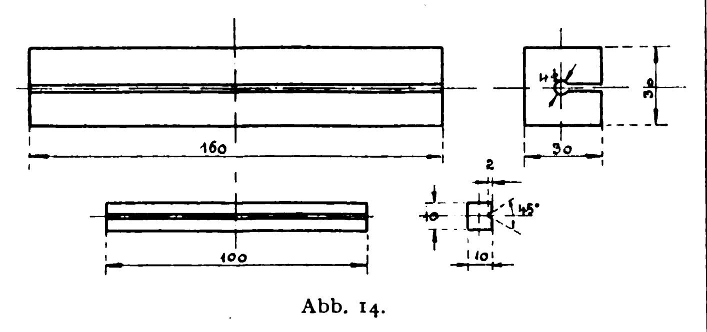


Abb. 14.

Bekanntlich hat auf die Eigenschaften von Eisen der Kohlenstoffgehalt einen großen Einfluß und man kommt bei der Beurteilung von Blechen häufig in die Lage zu untersuchen, wie groß der Prozentgehalt an C ist. Die chemische Untersuchung führt da wohl am genauesten zum Ziel, allerdings dauert eine Kohlenstoffbestimmung fast einen Tag, wenn man chemisch-analytisch vorgeht. Nun gibt aber das mikroskopische Bild eines Blechquerschnittes auch darüber Aufschluß, und man ist ohne weiteres in der Lage, den C-Gehalt mit großer Genauigkeit zu schätzen.

Das Gefüge des Eisens besteht bekanntlich aus verschiedenen Komponenten; wird ein Blechabschnitt sauber gefeilt, dann geschliffen und schließlich poliert, dann sieht man zunächst unter dem Mikroskop nichts als eine gleichmäßig spiegelnde Fläche; durch Ätzung mit einer geeigneten Flüssigkeit (für den zu schildernden Zweck ist am besten eine Lösung von Kupferammoniumchlorid in Wasser 1 : 12 geeignet) tritt aber das Gefüge deutlich zutage. Man sieht bei entsprechender Vergrößerung genau die Umrisse der Kristalle und kann aus dem Gefügebild auf den Kohlenstoffgehalt schließen.

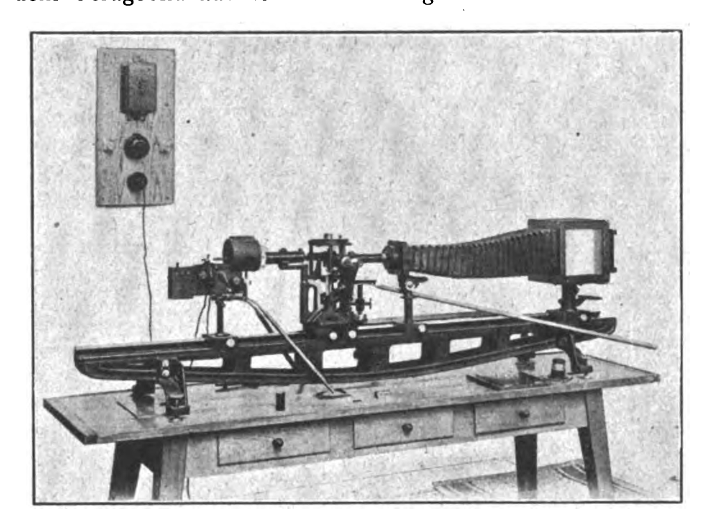


Abb. 15.

Für diese Zwecke war das Laboratorium mit einem großen Metallmikroskop nach Le Chatelier ausgestattet, wie es von der Firma Reichert in Wien gebaut wird. Die Abb. 15 gibt ein Bild von dem Instrument. Auf einem gußeisernen Bett, der sog. optischen Bank, sind von links nach rechts zu sehen: Eine Bogenlampe zur Beleuchtung der Schliffe, die auf dem eigentlichen Mikroskop, das neben der Bogenlampe ersichtlich ist, aufgelegt werden und ganz rechts die photographische Kamera. Mit dieser Einrichtung werden die mikroskopischen Untersuchungen durchgeführt, während für die Beobachtungen mit schwachen Vergrößerungen eine andere Einrichtung an demselben Instrumente vorgesehen ist.

Als häufigste Ursache für das Brechen von Blechlappen konnten meistens Seigerungen nachgewiesen werden. Solche Seigerungen treten infolge Entmischung schon im Block auf und werden dann ausgewalzt. Man versteht darunter Anreicherungen an beliebigen Stellen meist derart, daß etwa $^1/_3$ bis $^1/_4$ der Blechdicke Schwefel oder Phosphor enthält und zwar als Eisensulfid oder -phosphid. Die Folge davon ist, daß das Eisen im kalten oder warmen Zustand spröde ist und leicht bricht, wenn man z. B. einen Lappen in die Zugrichtung bringen will oder ein nicht genau in dieser befindliches Auge durch Spannen der Seile gebogen wird. Der Nachweis ist ziemlich einfach durch ein von R. Baumann angegebenes Verfahren zu erbringen. Man schleift die zu untersuchende Stelle und legt ein Stück Bromsilberpapier, das man mit etwa 5proz. Schwefelsäure getränkt hat, darauf. Es entsteht dann an der Stelle, wo Eisensulfide vorhanden sind, Silbersulfid, das schwarz ist oder dort, wo Phosphor vorkommt, Silberphosphid, das gelb bis gelbbraun ist, und es gibt dieser Abdruck ein ganz genaues Bild der Verteilung.

Schweißstellen sind ebenfalls leicht und einwandfrei zu erkennen. Geschliffen, geätzt und unter dem Mikroskop, mitunter sogar mit freiem Auge, erblickt man vor allem meist ein grobkörniges Gefüge, das nur dann feiner ist, wenn man nach dem Schweißen die Stelle gehämmert hat. Bei Schweißeisen erkennt man selbst im dünngewalzten Stab noch das Gefüge des Paketes.

Der Nachweis, ob Löcher gebohrt oder gestanzt sind, ist ebenso leicht zu erbringen. Unter dem Mikroskop

sieht man nämlich im letzteren Fall, daß die Fasern umgebogen sind, während sie beim gebohrten Loch wie ausgeschnitten erscheinen.

Wie tief bei gehärtetem Material die gehärtete Zone reicht, zeigt der geätzte Schliff ohne weiteres, so daß auch hier diese Untersuchung rasch und sicher zum Ziele führt.

Es würde weit über den Rahmen dieses Aufsatzes reichen, wenn alle Gelegenheiten aufgezählt werden sollten, bei denen die metallographische Untersuchung gute Dienste leistet. Es sei nur betont, daß meist kleine Werkstättenmikroskope bei schwachen Vergrößerungen schon Aufschluß geben, und daß es ganz falsch ist, mit starken Vergrößerungen gleich zu arbeiten; man soll vielmehr stets mit den schwächsten Vergrößerungen beginnen, da man in diesem Fall ein großes Gesichtsfeld hat, und nur wenn nötig zu stärkeren übergehen. Ein großes Instrument bietet allerdings Gelegenheit, auch feinere und wissenschaftliche Untersuchungen anzustellen, was mit den einfachen Mikroskopen, wie dies durch ihr Wesen schon bedingt ist, nicht möglich ist. Von Wichtigkeit besonders in strittigen Fällen ist es, wenn das Mikroskop auch zum Photographieren eingerichtet ist, da Lichtbilder briefliche Auseinandersetzungen mit Lieferfirmen u. dgl. sehr vereinfachen und als objektiver Beleg jederzeit dienen können.

Das Metallmikroskop ist auf alle Fälle ein ungemein vielseitig verwendbares Instrument, das über viele Unklarheiten rasch und sicher Aufschluß zu geben erlaubt. Mit Rücksicht auf die Vergrößerungen, die beim Arbeiten damit notwendig werden, machen sich natürlich Erschütterungen sehr störend bemerkbar und müssen besonders beim Photographieren vollständig vermieden werden. Zu diesem Zwecke ist das ganze Instrument auf einem Sockel aufgestellt, der bis auf festen Boden hinunterführt und vom Fußboden durch entsprechend breite Schlitze isoliert ist.

Eine sehr wichtige Reihe von Untersuchungen erfordert die Prüfung des

Holzes.

Eine einwandfreie Untersuchung von Holz erfordert:

1. Beschreibung des Standortes des Baumes (Gegend nach geographischer Breite und Länge, absolute Höhe, Klima, mittlere Jahrestemperatur und Niederschlagsmenge, Bodenbeschaffenheit usw.).
2. Standortsgüte und Art des Bestandes.
3. Wachstumsverhältnisse.
4. Alter des Baumes.
5. Fällungszeit.
6. Lagerung des Holzes bis zur Prüfung.
7. Lage der Probe im Stamme.

Die vorgenannten Punkte sollen alle angegeben werden, wenn die Probe aus dem Stamme entnommen wird.

Im Werk selbst liegt die Sache allerdings anders. Dort kommen Pfosten vor, deren genauen Daten laut Punkt 1 bis 7 fast niemals festgestellt werden können. Doch sind auch bei diesen Proben eine Reihe von Angaben nötig, um andere Versuche damit vergleichen zu können:

1. ob die Fasern des Längsschnittes gerade oder krumm verlaufen,
2. falls überhaupt Aststummeln in der Probe vorkommen, deren genaue Lage an Hand einer Skizze,
3. die durchschnittliche radiale Jahrringbreite,
4. die. Jahrringlänge auf 1 cm² Querschnittsfläche,
5. Angabe, ob die Ringe kreisförmig oder exzentrisch liegen,
6. bei Nadelholz das mittlere Breitenverhältnis zwischen Herbst- und Frühjahrsholzschichten,
7. das Raumgewicht,
8. das Darrgewicht,
9. der Dichtigkeitsgrad,
10. der Feuchtigkeitsgehalt.

Unter Darrgewicht versteht man das Gewicht des bei 95° C getrockneten Holzes; dieses dient auch zur Berechnung des Dichtigkeitsgrades unter Zugrundelegung eines spezifischen durchschnittlichen Gewichtes von 1,5 für alle Holzarten. Zur Ermittlung des Feuchtigkeitsgrades trocknet man das Holz im Trockenschrank bei etwa 95° bis 98° unter guter Durchlüftung so lange, bis die Gewichtsunterschiede zweier aufeinanderfolgender Wägungen nicht mehr als 0,3 vH betragen. Die Gewichtsbestimmung erfordert eine sehr genaue Wage und möglichst rasche Wägung, weil das getrocknete Holz sehr hygroskopisch ist.

Mit der Probe wird nun zunächst ein Druckversuch ausgeführt, indem die sorgfältig bearbeiteten Würfel in der hydraulischen Presse gedrückt werden. Da bekanntlich größere Würfel auch eine größere Festigkeit aufweisen, weil die Reibung der Stirnflächen die Festigkeit scheinbar erhöht, ist es nötig, im Prüfungsprotokoll die Abmessungen des Würfels anzugeben, an dem die Druckfestigkeit ermittelt wurde.

Außerdem wird die Zerreißfestigkeit ermittelt, deren Bestimmung ziemlich schwierig ist. Es muß nämlich der Einspannkopf besonders ausgebildet werden, weil infolge der geringen Schubfestigkeit des Holzes sonst der Bruch in der Einspannung erfolgt. Infolge der Ungleichmäßigkeiten im Querschnitt haben Zerreißproben im allgemeinen nur sehr wenig praktischen Wert, weil sich die tatsächlichen Verhältnisse im Versuch kaum verwirklichen lassen.

Es ist daher als die beste Erprobung die sachgemäß ausgeführte Biegeprobe besonders wichtig. Für diese Prüfung sind eigentlich Stäbe von 10 × 10 cm Querschnitt und 1500 mm Stützenentfernung vorgesehen. Meist begnügt man sich aber mit anderen Abmessungen, die dann den Holmquerschnitten möglichst ähnlich sein soll. Wichtig ist nur bei der Ausführung des Versuches, daß der Einfluß der Schubkräfte auf die Durchbiegungen möglichst klein bleibt. Als Belastungsfall wird stets der in Abb. 16 dargestellte angewendet, also Lastangriff in der Mitte. Dann ist der Dehnungskoeffizient mit Vernachlässigung des Einflusses der Schubkräfte zu berechnen aus:

$$\alpha = 48 \frac{y\,J}{P\,l^3},$$

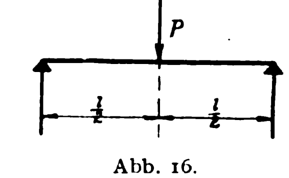


Abb. 16.

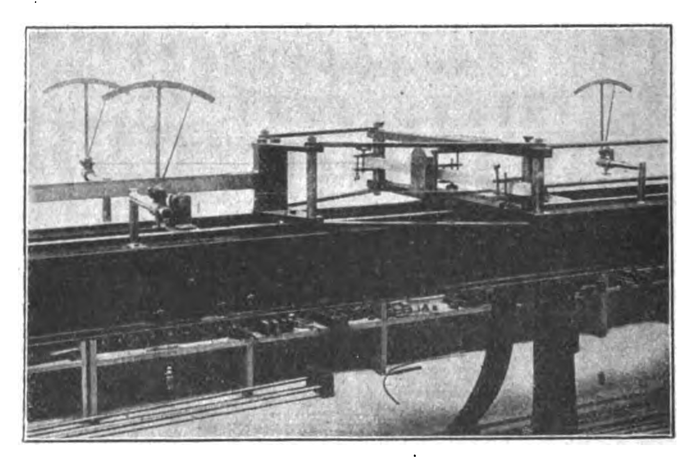
das Trägheitsmoment J und die Spannweite l sind Unveränderliche, P wird am Lastanzeiger der Maschine abgelesen und die Durchbiegung y auf 0,01 mm genau gemessen.

Soll der Einfluß der Schubkräfte mit berücksichtigt werden, dann ist der Dehnungskoeffizient aus der Formel

$$y = \left\{ 0{,}25 \left(\frac{l}{h}\right)^2 + 0{,}78 \right\} \alpha \frac{P}{b\,h}$$

zu berechnen, wobei b und h die Querschnittsbreite und Höhe darstellen.

Bei der Biegung verschiebt sich nun die Nullinie, obwohl die Ableitung der Formeln unter der Voraussetzung erfolgte, daß sie durch den Schwerpunkt des Querschnittes geht. Trotzdem berechnet man nach den beiden Formeln, wie sie oben angegeben sind. Da das Holz sich an den Auflagerstellen und unter der Last eindrückt, muß die tatsächliche Durchbiegung auf besondere Art gemessen werden. Man bestimmt die Durchbiegung der Schwerlinie des Stabes, indem man genau in ihr unter der Last und über den beiden Auflagerstellen mit Hilfe von Klammern Schnüre festmacht, welche zu Zeigerapparaten führen, wie dies aus Abb. 17 deut-


Abb. 17.

lich ersichtlich ist. Die dazu verwendeten Apparate sind von Bauschinger entworfen, wurden aber in der eigenen Werkstatt gebaut. Ihre Konstruktion ist aus Abb. 17 deutlich erkennbar. Die Bewegung jedes der drei Punkte wird dadurch 50fach vergrößert, daß die Schnur über eine Rolle R oder R_1 geht, sie in Bewegung versetzt und dadurch einen Ausschlag des Zeigers herbeiführt. Die Übersetzung ist dabei so gewählt, daß die kleine Rolle R_1 1 : 50 und die große Rolle R 1 : 25 übersetzt. Auf der Skala ist eine Millimeterteilung, auf der halbe Millimeter bequem abgelesen werden können, so daß man auf 0,01 mm ablesen kann. Die Differenz der Ablesungen in der Mitte und über den Auflagern ergibt dann die tatsächliche Durchbiegung unabhängig von den Eindrückungen. Auf diese Art kann der Elastizitätsmodul bestimmt werden.

Nach dem Vorschlage von Prof. Wawrziniok wurde auch die Härte von Holz mit der Brinellpresse wiederholt bestimmt, ohne indessen zu irgendeinem besonderen Ergebnisse zu gelangen.

Spaltversuche haben für den Flugzeugbau so gut wie keine Bedeutung und wurden daher auch nicht ausgeführt.

Die Biegeproben können auch auf der 50000-kg-hydraulischen Presse ausgeführt werden, wie auf der Photographie Abb. 2 ersichtlich ist, wurden aber fast immer auf der liegenden 10000-kg-Maschine unter Zwischenschaltung einer geeichten Federwage ausgeführt.

In das Gebiet der Holzprüfungen gehört auch die Feststellung der Güte von Leimungen; eine beliebte Methode zum Vergleich der verschiedenen Leime besteht darin, daß man ein Holz mit quadratischem Querschnitt auseinanderschneidet, die beiden Flächen recht sauber bearbeitet und dann wieder zusammenleimt, also Hirnholz auf Hirnholz. Diese verleimten Hölzer werden nun zerrissen und so die Festigkeit der Leimschichte bestimmt.

Die Erprobung von Schäftungen erfolgt am besten so, daß Probestäbe, wie sie für Zerreißversuche Verwendung finden, erst in der Mitte geschäftet und dann erst der Zerreißprobe unterworfen werden. Meistens gibt aber der Biegeversuch mit geschäfteten Probestäben den einfachsten und auch leichtest bestimmbaren Aufschluß über die Güte sowohl der Leimung als auch der Schäftung.

Von besonderer Bedeutung ist schließlich die Untersuchung auf Wasserbeständigkeit der Leime. Zu diesem Zwecke werden Parallelversuche mit Leimproben möglichst gleichartigen Materiales derart durchgeführt, daß die einen Proben nach einer bestimmten Zeit zerrissen werden und die anderen z. B. nach 48stündigem Lagern in Wasser. Der Unterschied ergibt dann den Einfluß der Wasserlagerung.

Die Güte der Leimung ist besonders wichtig bei Sperrhölzern, also Platten, die durch Verleimen von Schälfurnieren erzeugt werden. Hier sind die einzelnen Platten oder doch wenigstens ein großer Prozentsatz darauf zu untersuchen, ob die Leimung entspricht und ob die Zerreißfestigkeit genügend groß ist. Für letztere Erprobung dient wieder die kleine Zerreißmaschine von Prof. Rejtö, da sie bis zu 150 mm Einspannbreite gestattet. Bei guter Einspannung reißen gleichmäßig breit ausgeführte Probestäbe selten (fast nie) in der Einspannung, regelmäßig in der Mitte der Probe. Mit Rücksicht auf die in den Beplankungen auftretenden Beanspruchungen müssen die Sperrhölzer in beiden Richtungen gleiche Festigkeit haben und daher auch in beiden Richtungen erprobt werden.

Dies ist auch bei Leinwand der Fall. Bekanntlich soll die kleinste Festigkeit 1000 kg pro 1 m Breite betragen. Diese Vorschrift wurde später auf 900 kg pro m Breite herabgesetzt. Die Ermittlung der Zerreißfestigkeit erfolgt an 100 mm breiten Streifen, die auf eine Länge von 100 mm eingespannt werden. Die Breite von 10 cm wird zunächst auf der Leinwand angezeichnet, dann die Fäden bis dort hin sorgfältig ausgezogen und schließlich eingespannt; die Erprobung erfolgt sowohl in Kette als auch in Richtung des Schusses, da die obengenannte Festigkeit in keiner Richtung unterschritten werden darf. Zur Beurteilung der Bespannungsstoffe gehört auch noch die Ermittlung des Gewichtes pro m², die durch sorgfältiges Abschneiden eines m² und Abwägen auf genauer Wage mit mindestens 0,01 g Genauigkeit erfolgt.

Für ganz feine Wägungen ist schließlich eine Analysenwage da, die bei etwa 200 g Tragkraft eine Empfindlichkeit von 0,1 mg hat und z. B. bei der Ermittlung des Feuchtigkeitsgehaltes des Holzes Verwendung findet, sonst aber hauptsächlich bei Wägungen für quantitative chemische Analysen bestimmt ist.

Chemische Analysen sind ebenso häufige Arbeiten des Laboratoriums wie mechanische Untersuchungen. Die Feststellung des Gehaltes an schädlichen Beimengungen, z. B. Schwefel- oder Phosphorgehalt in Blechen, aber auch die genaue Ermittlung des Kohlenstoffgehaltes oder die einwandfreie Feststellung der Zusammensetzung aller möglichen Legierungen erfordern ja chemisch-analytische Methoden.

In dieses Gebiet gehören eigentlich auch die Bestimmung der Viskosität und des Flammpunktes von Ölen. Dazu dient ein einfacher Flammpunktsapparat nach Pensky-Martens und ein Englerscher Viskositätsmesser.

Die Langwierigkeit solcher chemischer Analysen, selbst bei Anwendung der sog. Schnellmethoden, erlaubt selten die Durchführung genauer Analysen, fast immer muß die Metallographie als Ersatz dienen, und gerade da zeigt sich wieder ihre besondere Verwendbarkeit speziell für Maschinenlaboratorien, wo meist für einen Chemiker nicht genügend Beschäftigung da ist, der Maschineningenieur aber nur selten genügende Praxis in derartigen Analysen hat.

Die Prüfung von Drähten, Seilen und Spannschlössern ist so einfach, daß eine eingehende Schilderung der Methoden überflüssig ist. Erwähnt muß nur werden, daß es sehr wichtig ist, Seile und Drähte stets so zu prüfen, wie sie im Flugzeug verwendet werden, also in Blechaugen u. dgl. eingespleißt.

Auch die Überwachung des richtigen Vorreckens obliegt der Materialprüfabteilung; bekanntlich recken sich die Seile bei Beanspruchungen und werden dadurch schlaff. Um das zu vermeiden, beansprucht man sie vor dem Einbau mit etwa einem Drittel der Tragkraft, um die Dehnung schon vorher zu erzielen. Um dabei eine Überbeanspruchung zu vermeiden, was wegen der Gefahr des Reißens einzelner Fasern gefährlich ist, muß diese Arbeit streng überwacht werden.

Schließlich soll noch erwähnt werden, wie die sog. Bruchproben, also Belastungen ganzer Flugzeuge bis zum Bruch, ausgeführt werden. Bekanntlich verteilt sich die Last über den Flügel im normalen Fluge etwa so, wie dies Abb. 18

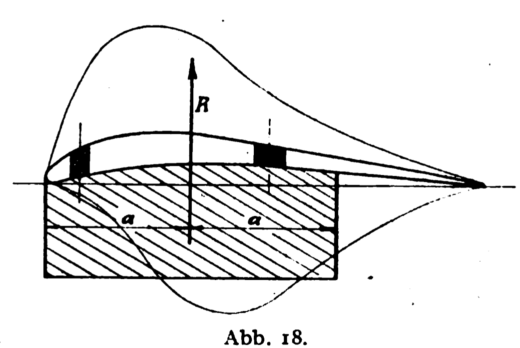


Abb. 18.

zeigt. Auf der Oberfläche ist Saugung, auf der Unterseite Druck und die Resultierende liegt etwa in $^3/_8$ der Flächentiefe von der Eintrittskante entfernt. Diese Belastung könnte nun z. B. so wiedergegeben werden, daß man entsprechend der Abb. 18 Sand aufschüttet. Nun rechnet man aber immer so, als ob R eine Einzelkraft wäre; man kann daher die Belastung einfach gleichmäßig hoch auf der Unterseite des Flügels aufbringen, wenn man sie symmetrisch zu R auflegt.

Es wird dazu das Flugzeug auf den Rücken gelegt, über der Tragfläche symmetrisch zum Druckmittelpunkt ein Holzrahmen aufgerichtet und dann unter Berücksichtigung der Druckabnahme gegen den Flügelrand hin Sand gleichmäßig so lange aufgeschüttet, bis der Bruch eintritt. Die Unterstützung des Flugzeuges erfolgt dabei so, daß es gewissermaßen auf einem Punkte schwebt, wobei die Schwanzflächen als nicht tragend vorausgesetzt sind. Aus dem Verhältnis der Bruchlast zur Rechnungslast ergibt sich dann die sog. Sicherheit.

Instrumentenprüfung.

Bekanntlich sind zur Bedienung eines Flugzeuges eine Reihe von Instrumenten sehr wichtig; hierher gehören z. B. die Höhenmesser und die Umdrehungszähler, deren Überprüfung noch kurz geschildert werden möge.

Die gebräuchlichsten Tourenzähler sind Fliehkraftpendeltachometer, deren Anzeigen theoretisch proportional der Tourenzahl sein müßten. In dem praktisch wichtigsten Meßbereich, der zwischen 600 und 1600 Umdr./min gelegen ist, müssen aber die Instrumente doch nachgeprüft werden, weil nur an Hand ihrer Angaben der richtige Gang des Motors und der Luftschraube beurteilt werden kann.

Die zur Überprüfung bestimmten Apparate müssen alle gestatten, daß die Tourenzahl in dem erwähnten Bereich geändert und auf einige Zeit unveränderlich erhalten werden kann. Diesem Zwecke dienen z. B. elektrische Aggregate (Nebenschlußmotoren) oder mechanische Vorrichtungen. Die in Abb. 19 abgebildete Einrichtung gehört zu den letzteren. Das Prinzip ist aus Abb. 20 ersichtlich. Ein Elektromotor treibt mit unveränderlicher Drehzahl über eine Riemen- oder Schnurscheibe S eine Welle, welche eine konische Trommel T_1 trägt, an; ihr parallel angeordnet ist eine zweite Gegentrommel T_2 und dazwischen ein Rad R, das verschiebbar ist. Dazu dient die Welle W mit dem Handrad H. Ein Kontrolltachometer T_a mit genügend großer Skala zeigt nun die auf der Welle A eingestellte Tourenzahl, die auch der zu prüfende Tachometer T_a' anzeigen soll. Die Durchmesser der beiden kegeligen Trommeln sind so zu bemessen, daß die Umdrehungszahl in dem gewünschten Bereiche veränderlich gehalten werden kann.

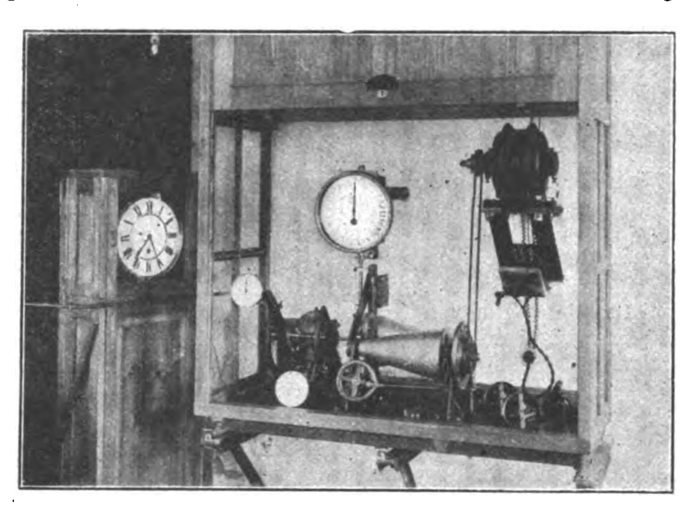


Abb. 19.

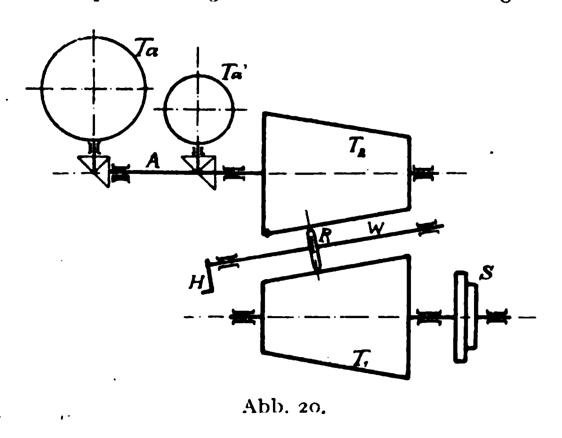


Abb. 20.

Der Kontrolltachometer ist entweder ein Vibrationstachometer oder auch ein Pendeltachometer, der sehr robust ausgeführt und durch direktes Zählen der Umdrehungen mit Hilfe der elektrischen Stoppuhr, die auf dem Bilde Abb. 19 ersichtlich ist, geeicht wurde und von Zeit selbst nachgeprüft wird.

Ein ebenso wichtiges Instrument ist der Höhenmesser. Da die Höhenmesser nur als Manometer verwendet werden, entfallen die Temperaturkorrektionen.

Die Prüfanlage besteht aus einem Rezipienten (Abb. 21), der mit Hilfe der rechts sichtbaren Zahnradpumpe, angetrieben von der Laboratoriumstransmission, evakuiert wird. Auf einer darinnen aufgestellten Platte werden z. B. vier Höhenmesser zugleich geprüft, vorne und hinten je zwei, als Vergleichsbarometer dient das links im Bild sichtbare Quecksilberbarometer, das mindestens 12 mm lichte Rohrweite haben soll, um auf etwa 0,2 mm ablesen zu können. Bekanntlich entspricht einem

Luftdruck in mm Hg	eine Seehöhe in m	Luftdruck in mm Hg	eine Seehöhe in m
762,0	0	—	—
743,5	200	545,5	2700
717,0	500	525,5	3000
700,0	700	512,0	3200
674,5	1000	429,5	3500
658,5	1200	480,0	3700
634,0	1500	461,5	4000
618,5	1700	450,0	4200
596,0	2000	432,5	4500
581,0	2200	421,0	4700
559,5	2500	405,0	5000

wenn der Luftdruck am Boden mit 762 mm angenommen wird und als Temperatur am Erdboden + 10° C gilt; vorausgesetzt ist ferner eine Lufttemperaturänderung von —0,5 C bei 100 m Höhenzunahme.

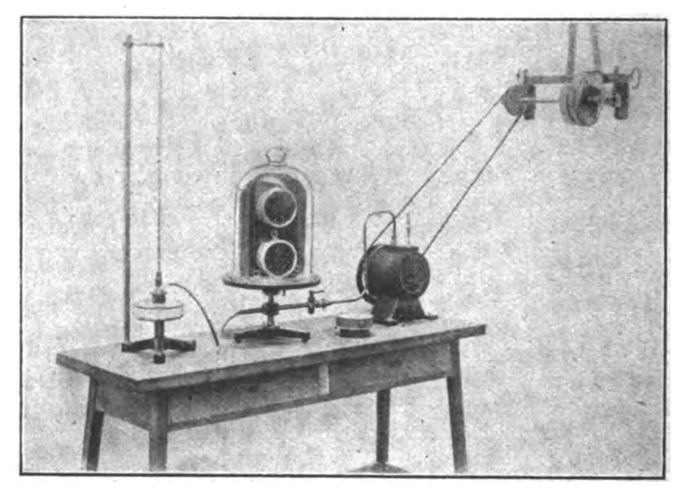


Abb. 21.

Geeicht wird nun folgendermaßen: Um elastische Nachwirkungen auszuschalten, wird zunächst der Höhenmesser durch Auspumpen des Rezipienten auf den maximalen Ausschlag gebracht, also auf 5000 oder 8000 m eingestellt, und 1 h lang so gelassen. Erst dann werden die einzelnen Höhen einmal für den Aufstieg und einmal für den Abstieg eingestellt, wobei die Prüfung so schnell durchgeführt werden muß, als das Flugzeug die betreffende Höhe erreichen kann. Die Abweichungen gegen die Angaben des Quecksilberbarometers geben dann die Korrekturen.

Diese Fehler haben sich als bedeutungslos erwiesen, wenn sie bis 2000 m Höhe nicht mehr als 20 bis 30 m und bis 5000 m nicht mehr als 60 m betragen.

Schließlich prüft man Höhenmesser auch noch in einem gewissen Bereich, z. B. entsprechend einem wiederholten Auf- und Abstieg von 4000 m auf 2000 m und wieder hinauf usw.

Außer diesen Instrumenten kommen noch eine Reihe anderer in Betracht; so müssen z. B. Hähne auf Dichtigkeit geprüft werden; Benzinabschlußorgane können nur mit Benzin unter Druck einwandfrei auf Dichtigkeit untersucht werden, da Benzin oft auch dann noch austritt, wenn die Erprobung auf Dichtigkeit mit Luft keinen Anstand ergab.

Manometer werden durch direkten Flüssigkeitsdruck untersucht. Dazu dient ein etwa 6 m hohes Rohr, das mit

Wasser gefüllt werden kann und so genau 6 m WS darstellt. Durch Ablassen des Wassers mit Hilfe von Hähnen, die von Meter zu Meter eingebaut sind, werden dann die einzelnen Skalenteilstriche nachgeprüft.

So ließen sich noch eine Reihe von Prüfungen anführen, was aber zu weit führen würde und schließlich nicht mehr in das engere Gebiet der Materialprüfung gehört.

Jedenfalls kann man sich aber aus dem Gesagten ein Bild ungefähr darüber machen, welche Verantwortlichkeit der Materialprüfabteilung zukommt, von welcher Bedeutung aber auch ihr klagloses Funktionieren für den gesamten Fabriksbetrieb ist und daß sich das darin angelegte Kapital gut verzinst. In dieser Erkenntnis hat eben auch die Direktion keine Kosten gescheut und so die Möglichkeit zur Schaffung einer in jeder Hinsicht mustergültigen Anlage geboten.

Flugzeuge und Motoren aus dem Jahre 1920/21. (Mit Tafel III.)

(Zahlentafeln aus Nachrichten für Luftfahrer.)

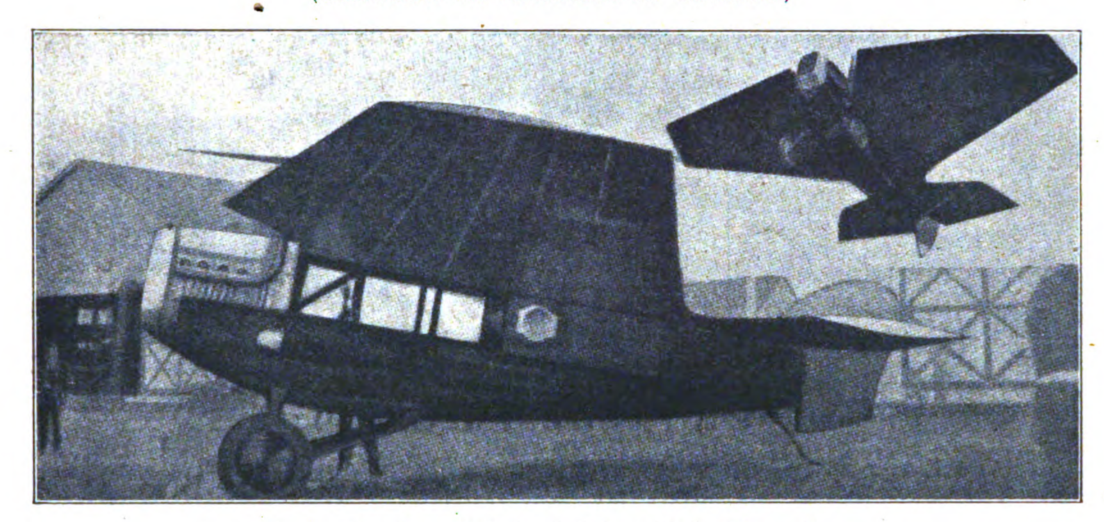


Abb. 1. Der Stout-Verkehrseindecker Vgl. »Luru«, S. 79.

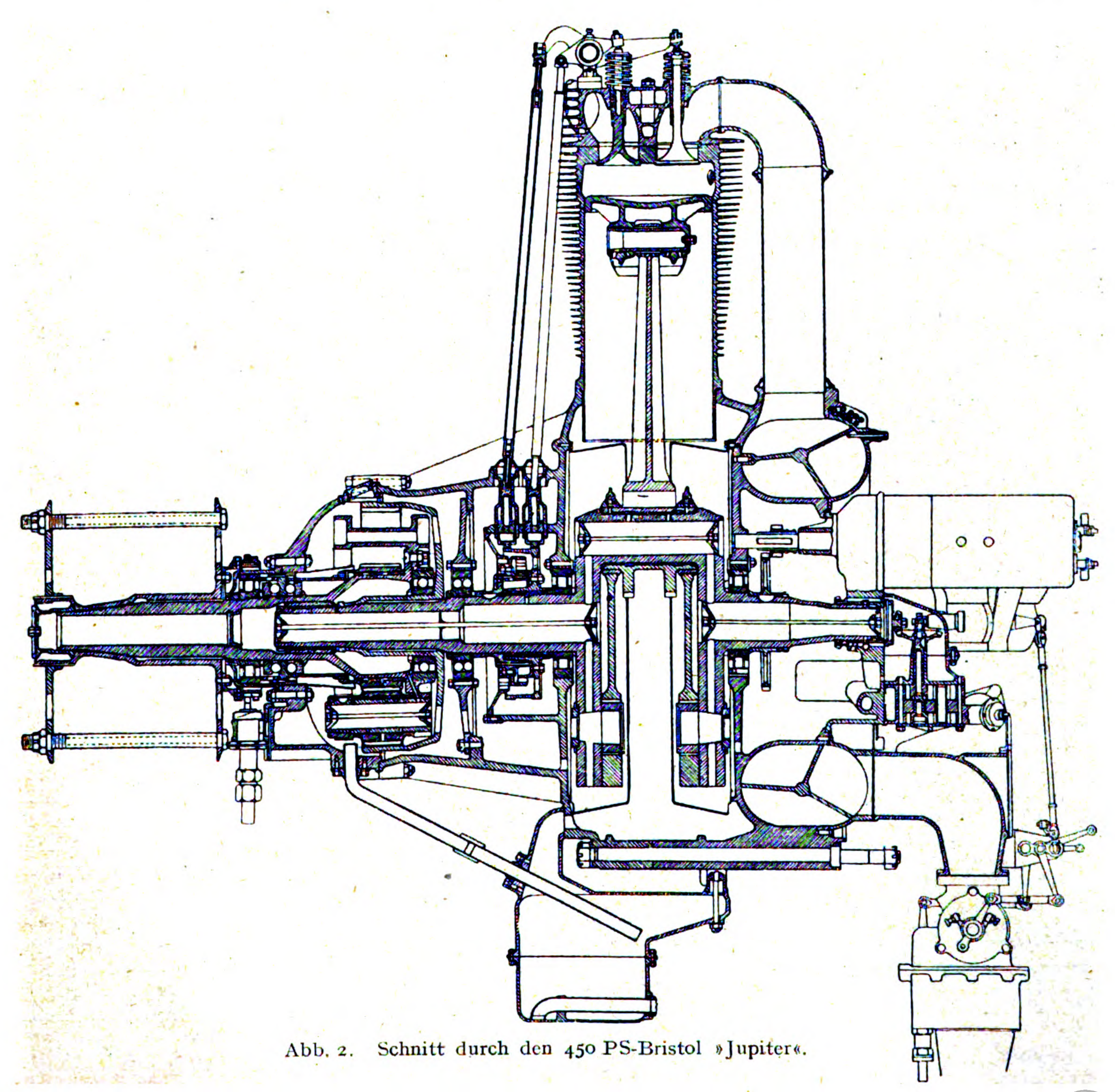


Abb. 2. Schnitt durch den 450 PS-Bristol »Jupiter«.

Abmessungen der amerikanischen

Hersteller und Muster	Allgemeines						Triebwerk							Flugwerk					
			Abmessungen über alles				Motoren			Luftschrauben				Anstellwinkel		Flügeltiefe		Spannweite	
	Bauart	Zweck	Länge m	Höhe m	Breite m	Besatzung u. Reisende	Zahl	Name	Gesamtleistung PS	Zahl	Flügel	Durchm. m	Steigung m	Oben Grad	Unten Grad	Oben m	Unten m	Oben m	Unten m
Aeromarine »40-U«	2 DB	R	8,8	3,9	14,7	2	1	Aeromarine »U 6-D	130	1	2	2,5	1,4	3	2	1,9	1,9	14,5	11,4
» »44-U«	2 DB	R	8,8	3,9	14,7	3	1	» »	130	1	2	2,5	1,4	3	2	1,9	1,9	14,5	11,4
» »50-U«	2 DB	R	8,8	3,9	14,7	3	1	» »	180	1	2	2,5	1,4	4	3	1,9	1,9	14,5	11,4
» »60-U«	2 DB	R	9,7	3,9	16,9	5	2	» »	260	2	2	2,5	1,4	3	2	1,9	1,9	16,9	—
» »50-S 2«	2 DB	R	8,8	3,9	14,7	3	1	Wright-Hispano	180	1	2	2,5	1,5	4	3	1,9	1,9	14,5	11,4
» »75«	2 ZB	V	15,0	5,7	31,2	12	2	Liberty »G«	700	2	—	—	—	4	4	2,4	2,4	31,2	22,5
Boeing »BBL 6«	2 Z	R	8,9	3,3	23,6	3	1	Hall-Scott »L 6«	200	1	2	2,5	1,8	2	2	2,0	2,0	13,6	9,7
Curtiss »Eagle 1-Engine«	2 Z	V	11,3	3,9	19,4	10	1	Liberty »A«	400	1	2	3,0	—	—	—	2,4	2,4	29,6	29,6
» » 2 »	2 Z	V	11,3	3,9	19,4	10	2	Curtiss »C 12«	800	2	2	—	—	—	—	—	—	—	—
» » 3 »	2 Z	V	11,3	3,9	19,4	10	3	» »K 6«	450	3	2	2,5	—	—	—	2,4	2,4	29,6	29,6
» »GB-Racer«	1 Z	Sp	—	—	8,2	1	1	» »C 12«	400	1	—	2,4	—	—	—	1,2	—	8,2	—
» »MFK 6«	2 DB	Sp	—	—	15,0	3	1	»	160	1	—	2,4	—	—	—	1,5	1,5	15,1	11,7
» »Oriole L 72-7«	2 Z	Sp	—	—	15,0	3	1	»	150	1	2	2,4	—	—	—	1,6	1,6	12,4	12,4
Dayton-Wright »KT«	2 Z	Sp	9,1	3,4	13,3	3	1	Liberty »A«	420	1	—	—	—	3	3	1,7	1,7	13,3	13,3
» »OW«	2 Z	Sp	14,0	2,7	8,7	3	1	Wright »E 2«	180	1	—	—	—	3	3	2,0	2,0	14,0	14,0
» »RB«	1 Z	Sp	6,9	2,4	6,4	1	1	Hall-Scott	250	1	2	—	—	1	—	2,0 bis 1,2	—	6,4	—
Gallaudet »C 3, 2«	2 Z	V	9,0	3,1	13,6	5	1	Liberty »A«	420	1	2	2,8	—	2	2	2,1	2,1	13,7	13,7
» »D 4«	2 DS	K	8,3	10,5	14,1	2	1	» »	420	1	2	2,8	2,5	—	—	2,1	2,1	14,1	13,7
» »EL 2«	1 Z	Sp	5,7	1,5	10,0	2	1	Lawrance	60	1	2	1,8	1,4	2	—	1,4	—	10,0	—
Huff Daland »HD 1«	2 Z	V	6,7	2,7	11,2	2	2	Le Rhône	160	2	2	2,1	—	2	2	1,8	1,2	11,2	11,0
» » »HD 4«	2 Z	Ü	6,7	2,7	10,9	2	1	ABC Wasp	150	1	2	2,7	—	2	2	1,8	1,2	10,9	10,9
Kinner »Airster«	2 Z	Sp	6,1	2,4	8,1	2	1	Kinner	60	1	2	2,1	1,5	2	2	1,2	1,2	8,1	8,1
Laird »Swallow«	2 Z	Sp	7,1	2,7	10,9	3	1	Curtiss »OX 5«	90	1	2	—	—	—	—	—	—	—	—
LWF »H (Owl)«	2 Z	B	16,2	5,3	30,9	3	3	Liberty »A«	1200	3	2	2,9	—	4,5	3,5	3,3	3,3	32,0	32,0
» »J 2«	2 Z	P	9,5	3,3	17,1	1	1	Hall-Scott »L 6«	400	2	2	2,5	2,0	3	3	1,5	1,5	10,9	10,9
Glenn L. Martin »MB 2«	2 Z	B oder V	13,2	4,7	22,5	4	2	Liberty »A«	800	2	2	3,0	1,8	2	2	2,4	2,4	22,6	22,6
» »MBT«	2 Z	B oder T	14,1	4,3	21,7	4	2	Liberty	800	2	2	3,0	1,8	2	2	2,4	2,4	21,7	21,7
» »MT«	2 Z	T	13,9	4,7	21,7	4	2	»	800	2	2	3,0	1,8	2	2	2,4	2,4	21,7	21,7
Nebraska »LS Cabin-Cruiser«	2 Z	Sp	8,0	—	13,5	4	2	Hispano-Suiza	220	1	2	—	—	2,5	2,5	1,8	1,8	7,7	7,7
» »LS Speedster«	2 Z	Sp	7,8	3,0	9,7	3	1	»	180	1	2	2,5	2,0	3	1,5	1,8	1,8	9,7	9,7
Orenko »D«	2 Z	E	7,3	2,5	9,1	1	1	Wright	300	1	2	2,6	—	2	1,5	1,5	1,5	9,1	8,5
» »F (Tourenflugzeug)«	2 Z	R	9,7	2,7	11,5	4	1	»	150	1	—	—	—	2	2	1,5	1,5	11,5	11,5
Pacific »Hawk«	2 Z	V	9,7	3,2	15,5	6	2	Curtiss »OX 5«	360	2	2	2,5	1,7	4	4	1,7	1,7	15,8	15,8
Sperry »Wasserlanddreidecker«	3 D	—	9,6	4,7	14,6	3	1	Liberty »C«	369	1	4	—	—	Alle	4	Alle	1,5	Alle	14,6
» »Messenger«	2 ZWL	M	5,4	2,1	6,0	1	1	Lawrence	60	1	2	—	—	—	—	1,2	1,2	6,1	6,1
Stout »SM 20«	1 Z	V	7,3	2,6	10,9	3	1	Packard »744«	200	1	2	2,6	1,9	3	—	3,0 Mittel	—	10,9	—
Stinson	2 Z	Sp	6,8	2,7	10,3	—	1	Curtiss »OX 5«	90	1	2	—	—	—	—	1,5	1,5	10,3	10,3
Thomas Morse	2 ZD	P	7,7	3,3	10,8	2	1	Wright	600	2	2	2,8	—	+ 0,3	— 0,3	2,7	2,7	13,8	13,8
U. S. Air Service »VCPR«	2 Z	E	7,4	2,6	8,6	1	1	Packard	638	1	2	2,7	—	—	—	1,1 bis 1,8	1,1 bis 1,8	8,4	8,0
Waterman »3 L 400«	2 Z	V	8,3	3,3	13,3	3	1	Liberty	400	1	2	2,9	2,3	1	1	1,7	1,7	13,3	13,3
West Virginia »L. Bennet, Jr.«	2 Z	Sp	8,2	3,0	13,5	3	1	Hispano-Suiza	150	1	2	—	—	2	2	1,8	1,8	13,2	10,5

Die auf S. 248 bis 249 wiedergegebenen Zahlentafeln enthalten die im Jahre 1920 gebauten Flugzeuge. Es darf nicht vergessen werden, daß einzelne der in der »Luru« beschriebenen Flugzeuge noch auf dem Reißbrett stehen. Überall wartet man darauf, daß endlich die umgebauten Kriegsflugzeuge aufgebraucht sind. Aber sie halten anscheinend länger als man dachte. Nur wenige gut finanzierte Firmen konnten Versuche zur Durchbildung neuer Bauarten in Angriff nehmen. Reine Metallflugzeuge sind außer den im vorigen Jahre schon bestehenden nur in Deutschland gebaut worden. Den größten Fortschritt des Jahres 1920 stellt, von allen anerkannt, das Riesenflugzeug der Zeppelin-Werke Staaken dar.

Im Auslande kehrt man allmählich zum Eindecker zurück. Das erste in Amerika gebaute, freitragend ausgeführte Flugzeug stellt Abb. 1 dar. Als Baustoff dient nur Holz. Dieses Land hat den größten Bedarf an Flugzeugen aller Art. Seine Luftverkehrslinien werden durchweg mit alten Militärflugzeugen betrieben, Armee und Marine rüsten dort im größten Umfange. Heereslieferungen machen sich überall besser bezahlt als Verkehrs- oder Sportflugzeuge. Daher sieht man häufig Verkehrsflugzeuge, die sich von dem Militärflugzeuge der gleichen Firma nur wenig unterscheiden. Reine Sportflugzeuge haben sich nirgends einzubürgern vermocht.

Im Motorbau gibt es auch wenig Neues. Da der Luftverkehr sich in den unteren Höhen abwickelt, haben zahlreiche Firmen zu ihren überverdichtenden und überbemessenen Heeresflugmotoren niedrige Kolben geliefert und dadurch höhere Leistung sowie größere Lebensdauer erzielt. Der besonders in England sehr eifrig entwickelte luftgekühlte Motor hat seine Zuverlässigkeit im Luftverkehr noch nicht beweisen



Flugzeuge aus dem Jahre 1920.

Flugwerk										Gewichte					Flugleistungen									Literaturnachweis ZFM 1921
Flächengrößen																								
Tragfläche m²	Querruder m²	Höhenflosse m²	Höhenr. m²	Seitenfl. m²	Seitenr. m²	Flügelabstand m	Staffelung cm	Pfeilform Grad	V-Form Grad	Leer t	Betriebsstoffe t	Nutzlast t	Gesamt t	Anteil der Nutzlast	Leistungsbelastung kg/PS	Flächenbelastung kg/m²	Höchstgeschwindigkeit km/h	Höhe derselben km	Landegeschwindigkeit km/h	Steigzeit min	Steighöhe km	Gipfelhöhe km	Flugweite km	Seite
46,4	5,3	3,6	2,4	1,4	1,6	2,0	20	—	2	1,98	0,13	0,29	2,40	22,8	9,72	27,4	122	—	72	10	0,72	—	322	
46,4	5,3	3,6	2,4	1,4	1,6	2,0	20	—	2	1,02	0,13	0,37	1,39	26,8	10,34	30,5	118	—	80	10	0,76	—	322	
46,4	5,3	3,6	2,4	1,4	1,6	2,0	30	—	2	1,02	0,18	0,42	1,44	28,1	8,24	32,1	141	—	84	10	1,03	—	322	
53,6	5,3	3,6	2,5	1,4	1,6	2,0	20	—	2	1,24	0,27	0,68	1,92	35,3	5,34	36,0	122	—	79	10	0,91	—	322	14
46,4	5,3	3,6	2,4	1,4	1,6	2,0	—	—	2	1,02	0,18	0,42	1,44	28,4	8,24	32,1	141	—	84	10	1,03	—	483	
128,0	10,9	12,0	5,1	3,1	3,1	2,7	—	—	1,5	3,83	0,72	1,96	5,79	34,0	8,30	45,4	137	—	80	—	—	—	547	
39,9	4,6	2,3	2,0	0,6	0,9	2,1	—	—	— oben 3 unten	0,82	0,20	0,45	1,27	35,7	6,26	32,1	161	0,1	64	10	1,82	5,20	531	
86,0	6,5	4,6	2,9	1,2	2,4	2,4	—	—	—	1,92	0,72	1,44	3,36	42,4	8,39	38,9	161	—	—	10	0,79	3,04	—	30
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2,42	0,81	1,53	3,95	38,4	5,09	—	200	—	90	—	—	—	—	
86,0	6,5	4,6	2,9	1,2	2,4	2,4	—	—	—	2,33	0,49	1,22	3,55	34,3	7,89	41,3	163	—	—	30,5	3,04	3,73	—	
82,6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,79	0,11	0,21	1,00	20,7	2,49	120,0	—	—	—	—	—	—	—	
86,8	4,1	3,0	2,0	1,4	1,9	1,9	—	—	— oben 2 unten	0,87	0,13	0,36	1,23	29,9	7,70	33,6	123	—	—	10	0,90	2,40	—	
37,1	4,5	1,8	2,2	0,5	1,0	1,7	24	—	— oben 115 unten	0,77	—	0,37	1,14	32,3	7,52	30,6	154	—	—	10	3,04	4,05	—	
40,5	6,6	3,5	2,2	0,6	1,3	1,5	30	—	3	1,22	0,39	0,65	1,87	35,0	4,45	45,8	193	—	88	10	3,04	—	1160	
49,0	5,7	3,7	2,1	—	1,4	2,7	—	—	—	0,66	0,21	0,22	0,88	41,9	6,28	22,8	161	—	56	10	1,80	—	870	
9,5	2,1	1,3	8,8	0,3	0,7	—	—	—	—	0,63	—	0,20	0,83	24,3	3,36	86,8	—	—	103	15	3,04	4,55	—	94
50,7	5,3	3,5	2,2	0,5	1,3	1,8	27	—	2	1,26	0,41	0,91	1,17	42,0	5,12	40,5	201	—	72	15	3,04	3,07	805	
57,0	4,2	3,5	2,8	—	1,6	2,1	44	—	—	1,72	0,30	0,73	2,45	29,6	5,81	42,9	200	—	74	2	0,62	4,55	—	
11,7	1,2	1,4	1,0	0,2	0,4	—	—	—	1	0,33	0,08	0,18	0,51	35,5	7,26	43,2	37	—	72	25	1,81	2,73	161	
32,0	4,0	1,9	1,8	0,6	1,5	1,5	43	—	— oben 2,5 unten	0,68	0,10	0,35	1,03	34,1	6,44	32,0	161	—	80	20	3,04	4,86	322	
30,1	4,0	1,9	1,8	0,6	0,8	1,5	43	—	— oben 2,5 unten	0,58	0,10	0,28	0,86	33,0	5,72	27,6	153	—	64	10	3,04	4,86	436	
29,2	2,8	1,5	2,6	0,3	0,7	1,4	28	—	2,5	0,27	0,03	0,18	0,45	40,0	7,53	23,2	121		56	10	1,22	3,65	209	
—	—	—	—	—	—	1,1	25	—	1,5	0,49	0,09	0,30	0,79	38,6	8,80	26,6	138	—	61	10	1,22	—	—	31
202,0	16,0	7,6	2,6	7,2	7,4	3,3	—	—	— oben 2 unten	5,60	1,68	3,45	9,05	38,0	7,53	44,8	177	—	89	9	1,81	5,30	1770	
29,8	18,4	3,5	2,2	0,6	1,9	1,7	—	—	3	1,71	—	1,80	2,51	31,7	6,31	45,2	161	—	85	5	1,87	3,47	—	
103,0	11,9	5,8	4,0	1,6	3,6	2,6	—	—	— oben 1 unten	3,32	0,89	2,16	5,48	31,7	6,81	52,8	190	—	96	10	2,58	4,62	725	
99,0	11,9	5,8	4,0	1,6	3,0	2,6	—	—	—	2,92	0,49	1,67	4,59	36,5	5,72	46,2	162	—	90	10	1,81	4,98	483	
99,0	11,9	5,8	4,0	1,6	3,0	2,6	—	—	— oben 2 unten	3,24	0,82	2,25	5,49	41,0	6,85	55,0	193	—	93	10	1,76	4,53	660	
42,0	—	—	—	—	—	1,9	13	4	1,5	0,82	—	0,61	1,42	42,8	6,76	35,1	153	—	75	10	1,67	5,47	564	
82,1	3,3	—	—	—		2,7	14	3	1,5	0,65	—	0,33	0,98	33,5	5,49	30,6	172	—	74	10	1,55	—	—	
24,0	1,9	1,4	1,6	0,4	0,7	1,3	30	—	—	0,45	0,15	0,35	0,80	31,3	3,67	46,0	237	—	—	8,9	3,04	6,84	443	
82,6	3,8	2,5	2,0	0,4	0,9	1,5	30	—	1,5	0,67	0,09	0,42	1,09	29,3	7,34	33,5	177	—	64	—	—	5,30	—	
60,4	7,7	5,0	3,8	1,0	2,4	2,2	—	—	— oben 2,5 unten	1,19	6,09	0,60	1,79	33,4	4,99	29,6	132	—	76	10	1,24	—	791	
62,3	7,2	3,3	3,9	1,5	2,0	1,5	30	—	2 unten	1,69	0,31	1,03	2,72	37,9	7,34	43,4	146	—	88	—	—	—	—	45
14,0	—	1,1	0,4	0,2	0,5	1,2	45	—	etwas	0,26	0,03	0,11	0,37	29,2	6,21	26,6	153	—	56	10	3,04	—	—	
31,8	3,0	4,0	2,9	0,8	1,3	—	verjüngter Tragflügel		2	0,85	0,25	0,54	1,39	38,0	6,84	42,8	185	—	72	—	—	—	—	79
29,4	—	—	—	—	—	1,5	—	—	—	0,43	—	0,25	0,68	36,5	7,52	23,0	156	—	56	1	0,46	—	503	
59,2	4,0	1,5	3,7	0,4	2,0	1,9	—	—	2	1,30	0,38	1,22	2,52	48,5	4,22	42,5	217	—	—	10	3,04	—	—	
20,9	1,6	1,7	1,5	0,7	0,9	1,5	4,3		verjüngter Tragflügel	1,13	0,24	0,34	1,47	22,9	2,32	69,4	—	—	—	—	—	—	—	
43,7	5,5	1,7	2,3	0,5	1,2	1,5	66	—	—	1,27	0,41	0,64	1,71	33,4	4,76	43,6	203	—	72	8	3,04	6,70	805	14
40,0	3,2	2,6	2,2	0,4	1,1	1,5	32	—	1	0,77	0,08	0,32	0,99	29,2	7,25	27,2	129	—	64	10	1,21	2,10	—	

können. In Abb. 2 sieht man eine Schnittzeichnung des stärksten luftgekühlten Motors, der bisher in Flugzeuge eingebaut wurde.

Bücherbesprechung.

Astronomie in ihrer Bedeutung für das praktische Leben. Von Dr. A. Marcuse. Zweite Auflage. (Sammlung: Aus Natur und Geisteswelt. Nr. 378.) Leipzig und Berlin 1919, B. G. Teubner. 8⁰. 109 S. 26 Abb. im Text.

Das kleine Buch kann und will kein populärer Leitfaden sein, sondern die Darlegungen sind als Anregung für ein eingehenderes Studium und als belehrende Unterhaltung aufzufassen. Von diesem Gesichtspunkte aus wird auch mancher Luftfahrer, der sich gewissermaßen berufsmäßig mit astronomischen Ortsbestimmungen beschäftigen muß, das Buch mit Vorteil durchlesen und mehr Interesse für solche Aufgaben bekommen, denn Ortsbestimmungen bilden den Hauptinhalt. Der Luftnavigation ist ein verhältnismäßig breiter Raum zugewiesen, allerdings hätte die funkentelegraphische Ortsbestimmung nicht mit einem kurzen Satze abgetan werden dürfen, sondern viel mehr Platz als die magnetische Aeronavigation (2 Seiten) verdient. Gerade hier ist auch sonst eine zeitgemäße Ergänzung in der neuen Auflage unterblieben. Was zur Zeit der ersten Auflage (1909) »neueste Forschungen« oder »Vorschläge vor etwa 10 Jahren« waren, sind es jetzt nicht mehr. Recht lesenswert sind die Betrachtungen über Genauigkeitsgrenzen der Messungen und über die Fehler der Sinneswahrnehmungen.

Das Buch umfaßt 6 Abschnitte: 1. Allgemeiner Überblick über die Bedeutung der Himmelskunde; 2. Wesen und Methode der geographischen Ortsbestimmungen bei Land-, See- und Luftreisen; 3. die wichtigsten Instrumente hierfür; 4. Zeitdienst und Kalenderwesen; 5. Beziehungen der Astronomie zur Geographie, Schiffahrt und Luftschiffahrt sowie zur Erdphysik; 6. Beziehungen der Astronomie zur medizinischen Wissenschaft: Fehler der Sinneswahrnehmung. Sü.

Amerikanische Flugmotoren aus dem Jahre 1920/21.

Name und Muster	Zylinder				Bremsleistung		Untersetzungsverhältnis	Einheitsverbr.		Gewicht			Mittlerer Druck	Verdichtungsverhältnis	Vergaser	Zündapparat	Einbauangaben				
	Zahl	Anordnung	Bohrung mm	Hub mm	Leistung PS	Drehzahl Umdr./min		Benzin g/PSh	Öl g/PSh	Leer kg	Kühlwasser kg	Gesamt kg	kg/cm²				Länge über alles m	Höhe über alles m	Breite über alles m	Höhe über Motorträger cm	Abst. d. Mitt. Motorträger cm
Aeromarine . . . . . B	8	45° V	92	130	150	2275	1,75	223	18	191	12	203	8,6	5,13	Z	D	1,00	0,94	0,57	53	34
Aeromarine . . . L-6-D	6	Reihe	108	165	130	1625	D	231	14	201	—	—	8,1	5,25	Z	D	1,50	0,92	0,41	63	36
Aeromarine . . . L-8-D	8	60° V	108	165	170	1600	D	220	14	227	—	—	8,1	5,25	Z	D	1,00	0,87	0,82	57	34
Aeromarine . . . : U-6	6	Reihe	108	165	130	1750	D	240	14	170	12	182	8,4	5,32	Z	D	1,45	0,92	0,41	63	36
Aeromarine U-8	8	60° V	108	165	180	1750	D	214	5	242	16	258	8,4	5,32	Z	Di	1,00	0,87	0,82	57	34
Curtiss C-6	6	Reihe	114	152	160	1750	D	227	9	191	7	198	9,1	5,2	Z	B	1,52	1,00	0,56	61	40
Curtiss C-12	12	60° V	114	152	400	2250	1,67	227	14	311	—	—	9,4	5,46	C	B	1,73	1,07	0,71	62	40
Curtiss CD-12	12	60° V	114	152	325	1800	D	227	14	300	15	315	9,7	5,46	C	B	1,46	1,12	0,71	72	40
Curtiss K-6	6	Reihe	114	152	150	1700	D	236	14	189	7	196	8,7	4,91	Z	B	1,60	1,00	0,56	61	40
Curtiss K-12	12	60° V	114	152	375	2250	1,67	236	14	318	15	333	8,6	5,66	B	Bl	1,74	1,01	0,70	36	40
Curtiss OX-5	8	90° V	102	127	90	1400	D	272	14	177	—	—	8,1	4,98	Z	Bl	1,41	0,80	0,76	45	31
Curtiss OXX-6	8	90° V	108	127	100	1400	D	272	14	187	—	—	7,1	4,85	Z	Di	1,40	0,78	0,75	47	—
Gnome . . . . . . GV	9	Umlauf	110	150	100	1200	D	326	83	124	0	124	6,3	4,90	—	A	0,97	0,97	0,97	—	—
Hall-Scott . . . A-5-A	6	Reihe	133	178	160	1350	D	256	11	270	—	—	7,6	4,60	Z	Di	1,59	1,04	0,57	69	41
Hall-Scott . . . A-7-A	4	Reihe	133	178	110	1400	D	263	16	252	—	—	7,3	4,67	Z	Di	1,25	1,00	0,70	69	41
Hall-Scott L-4	4	Reihe	127	178	125	1700	D	267	9	177	—	—	7,9	5,25	M	D	1,32	1,06	0,56	53	41
Hall-Scott L-6	6	Reihe	127	178	200	1700	D	254	14	250	11	261	8,0	5,25	S	D	1,65	1,12	0,53	69	41
Hispano-Suiza . . . . A	8	90° V	120	130	150	1450	D	236	23	202	19	221	8,1	4,8	S	Di	1,30	0,83	0,85	45	34
Hispano-Suiza . . . . E	8	90° V	120	130	185	1750	D	236	25	213	19	232	8,9	5,33	S	Di	1,29	0,83	0,85	45	34
Hispano-Suiza . . . . H	8	90° V	140	150	317	1700	D	266	11	225	26	251	9,4	5,33	S	Di	1,31	1,00	0,97	69	36
Lawrance L-3	3	Stern	104	133	60	1800	D	227	18	64	0	64	8,6	5,0	S	P	0,52	0,90	0,90	—	—
Liberty. . . . . . . A	12	45° V	127	178	420	1800	D	236	15	374	21	395	8,2	5,5	Z	D	1,82	1,03	0,68	68	43
Liberty. . . . . . . E	12	45° V	127	178	380	1600	D	236	15	374	21	395	8,0	5,0	Z	D	1,82	1,03	0,68	68	43
Packard . . . 1-A-744	8	60° V	120	133	208	1800	D	227	14	236	—	—	8,7	5,0	Z	D	1,27	1,03	0,69	51	37
Packard . . . 1-A-1237	12	60° V	127	133	345	1800	D	227	9	335	18	353	9,9	6,5	Z	M	1,61	0,91	0,69	51	37
Packard . . . 1-A-2025	12	60° V	146	165	570	1800	D	218	14	510	23	533	8,8	5,0	Z	D	1,82	1,18	0,79	60	45
Rausie E-6	6	Reihe	127	152	175	1650	D	236	17	233	11	244	8,4	5,5	S	Di	1,48	1,18	0,58	76	39
Union 3-6	6	Reihe	120	165	120	1375	D	254	8	220	—	—	7,8	5,5	Z	Di	1,76	1,35	0,61	77	41
Wright. E-2	8	90° V	120	130	190	1800	D	218	9	218	20	238	8,3	5,5	Z	Di	1,00	0,36	0,84	47	34
Wright. H-2	8	90° V	140	150	325	1800	D	236	9	284	26	310	9,1	5,5	Z	Di	1,30	1,00	0,98	60	36

Einige englische Flugmotoren.

Name und Muster	Zahl	Anordnung	Bohrung mm	Hub mm	Leistung PS	Drehzahl Umdr./min	Untersetzungsverhältnis	Benzin g/PSh	Öl g/PSh	Leer kg	Kühlwasser kg	Gesamt kg	Mittlerer Druck kg/cm²	Verdichtungsverhältnis	Vergaser	Zündapparat	Länge über alles m	Höhe über alles m	Breite über alles m	Höhe über Motorträger cm	Abst. d. Mitt. Motorträger cm
1. Siddeley »Puma« . .	6	Reihe	145	190	246 274	1400 1650	D	230	16	288	—	—	8,7	4,9	—	—	1,78	1,10	0,61	—	—
2. Siddeley »Ounce« . .	2	gegenüberliegend	127	127	45	1600	D	253	19	77	—	—	—	5,1	—	—	—	1,00	0,62	—	—
3. Siddeley »Lynx« . .	7	—	—	—	150	1500	—	225	12	177	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
4. Siddeley »Panther« .	14	—	—	—	300	1500	—	225	12	263	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
5. Bristol »Jupiter« . .	9	Stern	146	190	400	1600	—	202	—	316	—	—	9,0	—	—	—	—	—	—	—	—
6. Napier »Lion« . . .	—	—	—	—	437	1750	—	—	—	—	—	—	9,4	5,3	—	—	—	—	—	—	—
7. Rolls-Royce »Condor«	12	V	—	—	600	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
8. Rolls-Royce »Eagle«	12	V	—	—	360	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
9. Rolls-Royce »Falcon«	12	V	—	—	275	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
10. Sunbeam »Dyak« . .	6	Reihe	120	130	100	1200	—	—	—	181	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
11. Sunbeam »Arab« . .	8	90° V	120	130	200 240	1600 2000	— —	222	—	234	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
12. Sunbeam »Manitu« .	12	60° V	110	135	300	2000	—	222	—	382	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
13. Sunbeam »Matabele«	12	60° V	122	160	420	2000	—	222	—	454	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
14. Sunbeam »Sikh« . .	12	60° V	180	210	850	1400	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
15. Sunbeam »Maori« . .	12	60° V	100	135	275	2100	—	222	17	417	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
16. Sunbeam »Cossack« .	12	60° V	110	160	350	2000	—	226	17	544	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
17. Sunbeam 6 Zyl. »Sikh«	6	Reihe	180	210	425	1400	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
18. Clerget »9 J«	9	Umlauf	105	140	100	1300	—	290	53	113	—	—	—	5,0	—	—	—	—	—	—	—
19. Clerget »9 BF« . . .	9	Umlauf	120	172	146	1250	—	300	53	162	—	—	—	5,0	—	—	—	—	—	—	—
20. Clerget »2 B« . . .	11	Umlauf	120	190	230	1300	—	290	41	231	—	—	—	5,0	—	—	—	—	—	—	—

Abkürzungen: D = unmittelbarer Luftschraubenantrieb. Vergaser: B = Ball und Ball, C = Claudel, M = Miller, S = Strauberg, Z = Zenith. Zündapparate: A = A.D.S., B = Berkshire, Bl = Berling, D = Delco, Di = Dixie, M = Magneto, P = Philbrin.

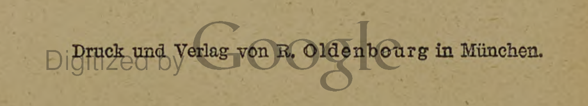


Abmessungen nicht amerikanischer Flugzeuge aus dem Jahre 1920/21.

Hersteller und Muster	Allgemeines: Bauart	Zweck	Abmessungen über alles: Länge m	Höhe m	Spannw. m	Besatzung u. Reisende	Triebwerk: Zahl	Motoren: Name	Gesamtleistung PS	Flugwerk: Anstellwinkel Oberdeck Grad	Anstellwinkel Unterdeck Grad	Flügeltiefe Oberdeck Grad	Flügeltiefe Unterdeck Grad	Spannweite Oberdeck Grad	Spannweite Unterdeck Grad	Flächengrößen: Gesamtfläche m²	Querruder m²	Höhenflosse m²	Höhenr. m²	Seitenfl. m²	Seitenr. m²	Flügelabstand m	Staffelung cm	Pfeilform Grad	V-Form Grad	Gewichte: Leer t	Betriebsstoffe t	Nutzlast t	Gesamtgewicht t	Anteil der Nutzlast	Flugleistungen: Leistungsbelastung kg/PS	Flächenbelastung kg/m²	Höchstgeschwindigkeit km/h	Landegeschwindigkeit km/h	Steigfähigkeit: Zeit min	Steigfähigkeit: Höhe km	Gipfelhöhe km	Flugweite km	Literaturhinweis ZFM
Englisch																																							
Airco »DH 11«	2 Z	B	13,7	4,1	18,8	—	2	ABC »Dragonfly«	640	—	—	—	—	18,8	18,8	66,6	9,5	5,1	2,8	6,9	1,9	1,8 bis 2,2	o	o	40. 2u.	1,72	0,59	1,45	3,17	45,8	4,11	48,3	186	—	13,5	3,0	—	560	
» »DH 14«	2 Z	P	—	—	—	—	1	Rolls Royce	600	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	o	—	1,81	0,64	1,36	3,17	42,9	4,68	—	205	—	—	—	5,8	—	1921, S. 78
» »DH 15«	2 Z	B	—	—	—	—	1	BHP »Atlantic«	500	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,50	0,43	0,66	2,16	31,6	3,83	—	216	—	82,0	3,0	6,1	—	
» »DH 16«	2 Z	R	9,3	3,5	13,9	5	1	Napier »Lion«	450	—	—	1,8	1,8	13,9	13,9	44,5	6,9	3,5	2,6	0,5	1,3	1,7	40	o	3	1,43	—	0,73	2,16	33,6	3,83	48,3	216	—	10,0	3,0	—	560	1920, S. 149
» »DH 18«	2 Z	R	11,8	4,1	15,3	9	1	» »	450	3	3	2,0	2,0	15,3	15,3	57,4	2,1	5,2	2,6	0,6	1,7	2,1	o	o	3	1,90	0,36	1,16	3,06	37,9	5,45	53,5	192	—	20,5	3,0	4,9	635	
Austin »Kestrel«	2 Z	Sp	7,8	3,1	11,5	2	1	Beardmore	200	—	—	1,8	1,8	11,5	11,5	38,7	—	—	—	—	—	—	o	o	—	0,73	—	0,35	1,18	28,3	6,34	32,5	175	73	12,0	3,0	—	522	1921, S. 14
Avro »Baby«	3 Z	Sp	5,7	2,3	7,0	1	1	Green	40	4,5	4,5	1,2	1,2	7,0	7,0	16,4	2,0	1,4	0,7	o	0,6	1,3	45	o	3	0,30	0,03	0,14	0,44	33,0	9,80	27,0	130	64	35,0	3,0	3,7	362	1920, S. 181
» »547«	3 Z	R	9,0	4,4	11,2	5	1	Beardmore	160	4	4	Alle	1,44	Alle	11,2	46,3	6,4	2,5	1,7	0,7	0,8	1,3	o	o	2,5	0,94	0,25	0,42	1,36	30,7	7,60	29,5	149	73	38,0	3,0	—	712	1920, S. 148
» »547 A«	3 Z	R	—	4,4	11,2	5	1	Siddeley »Puma«	240	—	—	—	—	»	11,2	30,6	—	—	—	—	—	—	o	o	—	0,94	—	0,57	1,51	36,5	5,50	32,4	156	84	28,0	3,0	—	605	1920, S. 292
» »548«	3 Z	Sp	9,0	3,2	10,9	3	1	Renault	80	—	—	—	—	»	10,9	30,6	—	—	—	—	—	—	—	o	—	0,63	—	0,27	0,90	31,1	9,80	38,5	127	—	15,5	1,5	—	290	1920, S. 263
BAT »MK I«	2 Z	V	10,5	3,3	14,0	3	1	Rolls Royce	360	—	—	—	—	14,0	14,0	50,4	—	—	—	—	—	—	o	o	—	1,22	—	0,82	2,04	40,0	5,25	37,8	203	—	4,0	1,5	—	1080	1920, S. 262
» »Crow«	1 Z	Sp	4,3	1,5	5,8	5	1	ABC »Gnat«	40	—	—	—	—	5,8	o	7,1	—	—	—	—	—	—	—	o	—	0,10	—	0,10	0,20	50,0	4,52	29,5	103	—	—	—	—	210	1920, S. 181
Beardmore »WB IX«	2 ZWL	R	18,4	6,1	32,5	12	4	Beadmore	800	—	—	—	—	32,5	32,5	205,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	4,40	0,96	1,94	6,34	30,5	7,83	31,5	148	74	14,0 38,0	1,5 3,0	—	645	1920, S. 291
» »WB X«	2 Z	Sp	7,9	3,3	14,0	2	1	»	200	—	—	—	—	14,0	14,0	50,0	—	—	—	—	—	—	—	o	—	0,84	—	0,44	1,28	35,0	—	—	145	81	27,0	3,0	—	—	1920, S. 262
Bristol »Tourer«	2 ZS	R	7,9	3,0	11,9	3	1	Rolls Royce	275	—	—	1,7	1,7	11,9	11,9	37,6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,79	0,23	0,48	1,27	37,5	4,12	33,9	198	—	12,0	3,0	—	—	1920, S. 262
Central »Centaur 2 A«	2 Z	R	11,9	3,8	19,3	9	2	Beardmore	320	—	—	2,3	2,3	19,3	19,3	83,3	13,0	6,0	3,0	1,4	1,9	2,3	o	o	—	1,74	0,18	0,91	2,65	34,2	6,74	32,4	142	61	—	—	—	560	1920, S. 164
» » 4 B«	2 ZS	R	8,2	3,5	11,8	3	1	Anzani	100	—	—	—	—	11,8	11,8	35,3	—	—	—	—	—	—	o	o	—	0,56	—	0,30	0,86	35,2	7,68	24,1	119	—	2,6	0,3	—	362	1920, S. 262
Fairey »Wasserlandfl.«	2 ZWL	R	10,4	3,6	14,0	3	1	Napier »Lion«	450	4,5	4,5	1,7	1,7	14,0	14,0	50,6	—	—	—	—	—	1,6	o	o	1,66	—	—	—	—	—	4,20	47,2	188	87	—	—	—	—	1921, S. 13
Graham White »Limousine«	2 Z	R	12,3	3,3	18,2	9	2	Rolls Royce	640	—	—	2,0	2,0	18,2	18,2	71,0	9,9	4,8	3,0	1,0	2,3	2,0	—	—	4	2,63	0,53	0,98	3,61	27,2	9,90	52,2	186	81	9,9	3,0	5,2	—	1921, S. 61
Handley Page »W 8«	2 Z	R	18,2	5,2	22,8	—	2	Cosmos »Jupiter«	900	—	—	—	—	22,8	22,8	139,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	—	—	—	5,40	—	—	—	178	73	14,0	2,7	5,5	964	1921, S. 61
» » »W 8 A«	2 Z	R	18,2	5,2	22,8	17	2	Napier »Lion«	900	—	—	—	—	22,8	22,8	139,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	—	—	—	5,40	—	5,36	39,4	189	87	—	—	—	1210	
Martinsyde »Semiquaver«	2 Z	Sp	5,8	2,2	6,1	1	1	Hispano Suiza	300	—	—	—	—	6,1	6,1	28,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,92	—	—	—	—	5,58	33,0	254	—	—	—	—	—	1921, S. 30
» »A Mark II«	2 Z	R	8,8	3,2	13,0	5	1	» »	300	—	—	—	—	13,0	13,0	48,0	—	—	—	—	—	—	—	o	—	1,22	0,36	0,59	1,81	32,5	5,36	37,9	183	—	—	—	—	885	
Nieuport »Goshawk«	2 Z	Sp	—	—	6,2	—	1	ABC »Dragonfly«	320	—	—	1,2	1,2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	o	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
Short »Shrimp«	2 ZS	V	10,0	3,8	13,3	4	1	Beardmore	160	—	—	—	—	13,3	13,3	46,4	—	—	—	—	—	—	o	o	—	0,95	0,13	,045	1,40	33,9	6,25	30,5	132	—	35,0	3,0	—	402	1920, S. 242
» »Silver Streak«	2 Z	Sp	8,0	3,2	11,4	1	1	Siddeley »Puma«	260	—	—	1,6	1,6	11,4	11,4	34,4	—	—	—	—	—	1,5	o	o	—	0,85	0,19	0,45	1,30	36,6	4,44	38,8	191	81	11,0	3,0	—	580	
Sopwith »Gnu«	2 Z	Sp	7,8	3,0	11,5	3	1	Le Rhône	110	—	—	1,7	1,7	11,5	11,5	32,8	—	—	—	—	—	1,5	28	o	2,5	0,61	—	0,37	0,98	37,5	7,90	30,0	148	—	7,8	1,5	—	370	1920, S. 263
» »	2 Z	Sp	7,8	3,0	11,5	3	1	Bentley	200	—	—	1,7	1,7	11,5	11,5	32,8	—	—	—	—	—	1,5	28	o	2,5	0,65	—	0,37	1,02	34,1	4,84	33,4	175	81	5,5	1,5	—	322	1920, S. 263
» »Grashopper«	2 Z	Ü	7,0	2,7	10,0	2	1	Anzani	100	—	—	1,6	1,6	10,0	10,0	32,4	—	—	—	—	—	—	—	o	40	0,46	—	0,30	0,76	38,0	6,74	27,1	143	—	—	—	—	290	
» »Antelope«	2 Z	R	9,3	2,9	14,0	3	1	Hispano Suiza	180	—	—	—	—	14,0	14,0	51,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	0,95	—	0,41	1,36	30,0	6,70	26,6	175	70	7,5	1,5	—	642	1920, S. 263
» »Dove«	2 Z	Sp	5,9	2,9	7,6	2	1	Le Rhône	80	—	—	—	—	7,6	7,6	19,8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,39	—	0,26	0,65	40,5	8,08	33,0	161	—	7,5	1,5	—	322	1920, S. 263
Saunders »Kittiwake«	2 Z	R	13,3	4,5	20,6	9	2	ABC Wasp II	400	—	—	2,1	2,1	20,6	20,6	80,5	5,6	6,2	4,2	3,8	2,6	2,1	o	o	—	1,74	0,36	1,07	3,81	38,1	7,05	35,5	—	—	—	—	—	—	1921, S. 110
Supermarine »Wasserlandfl.«	2 DWL	V	10,0	4,3	15,2	—	1	Rolls Royce	360	—	—	2,0	2,0	15,2	15,2	55,8	—	—	—	—	—	—	o	o	20. 4u.	1,81	—	0,62	2,43	25,5	7,03	44,3	151	89	—	—	—	—	
» »Channel«	2 DB	V	9,1	3,9	15,2	4	1	Beardmore	160	—	—	—	—	15,2	14,3	42,1	—	—	—	—	—	—	o	o	—	—	—	—	1,54	—	9,6	37,0	137	—	—	—	—	550	1920, S. 263
» »Sea King«	2 DB	Sp	7,3	3,1	19,1	2	1	»	160	—	—	—	—	19,1	19,1	26,4	—	—	—	—	—	—	o	o	—	—	—	—	1,13	—	7,06	43,8	166	—	20,0	3,0	—	—	1920, S. 263
Vickers »Vicking III«	2 DWL	Sp	9,7	3,9	14,0	6	1	Napier »Lion«	450	—	—	1,8	1,8	14,0	14,0	48,4	—	—	—	—	—	2,1	o	o	—	1,24	—	0,82	2,06	39,7	5,90	44,3	195	84	11,0	1,8	—	710	
Westland »6-Sitzer«	2 Z	R	10,1	3,8	16,4	6	1	» »	450	2,75	2,75	2,2	2,2	16,4	16,4	67,5	11,6	3,6	2,8	9,1	1,5	2,1	22	o	2,5	—	0,33	—	2,50	—	5,57	37,4	194	74	—	—	—	715	1921, S. 56
Blackburn »Swift«	2 Z	KT	10,8	3,9	15,8	1	1	» »	450	—	—	—	—	—	—	67,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2,41	—	—	2,72	—	6,02	40,9	181	—	—	—	—	725	1920, S. 262
Martinsyde »F 4 A«	2 Z	—	4,1	2,7	10,8	2	1	Hispano Suiza	300	—	—	—	—	—	—	30,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,04	—	3,40	34,5	229	—	—	—	—	465	
Französisch																																							
A. Bernard »A B 3«	2 Z	B	11,3	3,6	19,0	2	2	Hispano Suiza	400	—	—	—	—	19,0	19,0	80,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	1,64	0,54	1,45	2,09	46,9	7,70	3,89	163	—	49,2	4,0	4,9	800	
Bleriot »Mammouth«	2 Z	R	15,4	6,4	27,0	28	4	» »	1200	—	—	—	—	27,0	—	149,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	3,80	1,50	2,25	6,05	37,2	—	—	152	—	—	—	—	870	
Borel »1920«	2 Z	Sp	7,3	2,6	11,4	2	1	» »	300	1,5	1,5	1,6	1,6	11,4	—	33,8	—	1,8	1,5	1,5	0,9	—	36	o	20. ou.	0,82	—	0,50	1,32	37,9	4,40	3,94	244	—	15,0	4,0	6,0	—	1920, S. 215
» »Gordon Bennett«	2 Z	Sp	7,1	—	7,1	1	1	» »	300	—	—	0,7	0,7	7,1	—	13,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,85	—	2,82	66,0	—	—	—	—	—	—	1921, S. 109
Bréguet »14 T«	2 ZS	R	10,0	—	14,2	4	1	Renault	300	—	—	—	—	14,2	14,2	49,6	—	—	—	—	—	—	—	o	—	1,28	0,20	0,60	1,88	32,5	6,30	38,4	166	—	18,0	2,0	—	—	
» »17 C 2«	2 Z	K	8,1	—	14,0	2	1	»	300	—	—	—	—	14,0	12,4	45,5	—	—	—	—	—	—	—	o	—	1,20	0,32	0,66	1,86	35,6	6,20	41,4	219	—	5,5	2,0	—	—	
» »18 T«	2 Z	V	10,9	3,5	17,3	8	1	»	450	—	—	—	—	17,3	17,3	73,5	—	—	—	—	—	—	—	o	—	1,61	0,44	1,09	2,70	40,4	5,99	36,9	171	—	17,0	2,6	5,2	—	
Caudron »C 25«	2 Z	V	19,0	5,4	24,9	18	3	Salmson	750	—	—	—	—	24,9	24,9	255,0	—	—	—	—	—	—	—	o	—	3,40	0,90	2,09	5,49	38,0	7,30	36,0	166	—	—	—	—	1000	1920, S. 116 u. 93
» »C 33«	2 Z	V	9,6	3,0	15,4	4	1	Le Rhône	160	—	—	—	—	15,4	14,2	46,8	—	—	—	—	—	—	—	o	—	0,89	0,18	0,49	1,38	35,6	8,90	29,5	129	—	—	—	—	770	1920, S. 116 u. 93
De Marcay »Passe partout«	2 Z	Sp	3,2	—	5,5	1	1	ABC	10	—	—	—	—	5,5	5,5	—	o	—	—	—	—	—	—	o	o	—	—	—	0,18	—	17,45	—	110	—	—	—	—	220	
»	2 Z	Sp	4,2	—	5,0	1	1	Le Rhône	60	—	—	—	—	5,0	5,0	—	—	—	—	—	—	—	—	o	o	—	—	—	0,26	—	—	—	190	45	—	—	—	—	
» »Tourenfl.«	2 Z	R	4,8	—	5,9	2	1	» »	60	—	—	—	—	5,9	5,9	—	—	—	—	—	—	—	—	o	o	—	—	—	0,30	—	—	—	150	56	—	—	—	300	
» »Jagdfl.«	2 Z	K	—	—	9,2	1	1	Hispano Suiza	300	—	—	—	—	9,2	5,7	—	—	—	—	—	—	—	o	o	o	—	—	—	1,07	—	3,57	—	252	—	16,25	5,0	—	—	
Farman »David«	2 Z	Sp	6,0	—	7,1	2	1	Le Rhône	60	—	—	1,2	1,2	7,1	5,8	19,5	2,8	1,0	0,9	0,0	0,4	—	29	o	o	0,21	—	0,20	0,41	49,0	6,80	21,2	129	48	13,4	2,0	—	386	1920, S. 197
» »Goliath«	2 Z	R	13,0	4,9	24,9	14	3	Salmson	780	—	—	3,1	3,1	24,9	24,9	140,0	—	4,5	—	—	2,2	—	o	o	—	2,97	1,00	2,15	5,12	42,0	6,58	36,9	161	—	8,0	2,0	—	—	1920, S. 292
Gordon Lesseure	1 Z	K	6,4	2,2	9,1	1	1	Hispano Suiza	180	—	—	2,0	—	9,1	—	18,8	2,2	1,3	1,3	0,3	0,6	—	—	—	—	0,57	0,10	0,27	0,84	32,3	4,66	4,54	250	—	17,5	5,0	7,5	—	
Latham »Flugboot«	2 (I) D, (II ZB	—	28,2	6,0	31,6	—	3	Panhard Levasseur	1020	—	—	—	—	31,6	24,0	17,9	—	—	—	—	—	—	—	o	—	—	—	3,00	—	—	—	—	—	—	34,0	3,0	—	—	1921, S. 62
Levavasseur	2 Z	Ex	10,9	2,9	13,6	1	1	Salmson	250	3 bis 5,5	3	1,6 bis 3,3	3,7	13,6	13,0	32,0 bis 52,0	4,4	8,8	3,3	2,3	1,5	1,5	30 bis 91	o	3	1,25	0,10	0,16	1,41	12,4	5,63	27,1 bis 44,3	202	65	—	—	7,6	—	1921, S. 46
Lioré und Olivier	2 ZB	V	13,5	4,1	23,0	5	3	1 Salmson . . . . . 250 2 Hispano Suiza . . . 150	550	— —	— —	2,8 —	2,1 —	21,2 —	23,0 —	107,0 —	— —	— —	— —	— —	— —	2,6 —	o —	6 —	o —	2,84 —	0,45 —	1,46 —	4,30 —	34,0 —	7,80 —	40,4 —	140 —	— —	— —	— —	3,0 —	562 —	
» » »	2 Z	KT	8,3	3,3	14,3	2	2	Le Rhône	350	—	—	—	—	14,3	12,8	54,8	3,6	—	1,8	—	2,8	—	63	o	—	1,22	—	0,68	1,90	36,5	5,27	39,4	185	—	39	5,0	5,5	740	
Morane-Saulnier »A S«	1 Z	Sp	5,6	3,2	8,7	1	1	» »	80	—	—	—	—	8,7	—	13,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,38	—	0,15	0,53	28,2	6,62	41,4	166	73	18,5	3,0	6,0	483	
» »A R«	1 Z	Sp	6,7	3,4	10,5	2	1	» »	80	—	—	—	—	10,5	—	18,0	—	—	—	—	—	—	—	o	—	0,40	—	0,23	0,63	36,2	7,80	35,0	152	56	19,2	3,0	6,0	483	
» »A N«	2 Z	K	5,6	2,7	11,7	2	1	Liberty	400	—	—	—	—	11,7	11,7	41,6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,19	—	0,56	1,75	32,0	4,40	42,8	201	130	25,0	3,0	6,0	602	
» »A J«	2 Z	K	5,8	2,5	8,8	1	1	Le Rhône	180	—	—	—	—	8,8	—	13,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,44	—	0,25	0,69	36,4	3,90	53,6	224	121	7,5	3,0	7,0	670	
Nieuport »28«	2 Z	Sp	6,2	—	8,0	1	1	» »	180	—	—	—	—	8,0	8,0	16,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,40	0,11	0,30	0,70	42,8	3,90	44,0	207	—	19,8	3,0	6,7	416	
» »29 C 1«	2 Z	K	6,6	2,5	9,7	1	1	Hispano Suiza	300	—	—	1,5	1,5	9,7	—	26,7	2,4	2,0	1,7	0,4	0,8	—	—	o	—	0,76	0,17	0,35	1,10	31,3	3,66	41,4	227	—	6,8	3,0	7,6	564	1920, S. 356
» »29 Vitesse«	2 Z	Sp	6,4	2,4	6,0	1	1	» »	300	—	—	1,2	1,2	5,4	6,0	12,2	1,2	1,2	0,7	0,4	0,4	1,4	19	o	20. 2u.	0,69	0,15	0,27	0,96	28,3	3,22	78,8	270	—	—	—	—	—	1920, S. 356
» »30 T«	2 Z	V	10,6	—	14,3	—	1	Renault	450	—	—	2,6	2,6	13,4	14,3	65,0	5,2	6,0	3,4	—	1,4	—	—	—	—	1,50	0,25	0,90	2,40	37,5	5,30	37,0	—	—	—	—	—	—	
Pischoff »Kleinfl.«	2 Z	Sp	3,5	1,4	5,2	1	1	Clerget	16	—	—	—	—	5,2	—	7,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	97	—	52	1,1	—	193	1921, S. 45
Potez »IV C 2«	2 Z	K	8,4	—	11,9	2	1	Lorraine Dietrich	400	—	—	—	—	11,9	11,9	38,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	1,01	—	0,58	1,59	36,5	4,00	42,4	217	—	21,8	5,5	7,5	700	1920, S. 290
» »VII«	2 Z	V	9,1	—	14,0	2	1	» »	400	—	—	—	—	14,0	14,0	44,1	—	—	—	—	—	—	o	o	—	1,10	—	0,55	1,65	33,3	4,13	38,0	200	—	—	—	—	530	
» »VIII«	2 Z	Sp	4,7	1,8	8,0	2	1	Potez A 4	50	—	—	1,4	1,4	8,0	6,8	19,0	—	1,5	0,9	0,6	0,4	1,5	—	—	—	0,22	0,04	0,20	0,44	47,6	8,38	22,2	—	40	—	—	—	—	1920, S. 355
Spad »Herbemont«	2 Z	Sp	7,3	—	6,4	1	1	Hispano Suiza	300	—	—	—	—	6,4	—	15,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,05	—	3,49	74,0	—	—	—	—	—	—	1920, S. 355
» »S 27«	2 Z	Sp	7,3	2,8	9,7	3	1	» »	300	—	—	—	—	9,7	9,7	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,85	—	0,41	1,26	32,5	4,17	—	232	102	—	—	—	700	1920, S. 149
Wibault	2 Z	K	6,3	2,3	7,8	1	1	» »	220	—	—	—	—	7,8	7,8	21,8	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,64	0,11	0,20	0,84	24,2	3,85	39,0	238	—	—	—	6,4	600	1921, S. 94 1921, S. 94
Italienisch																																							
Ansaldo »A 300 C«	2 Z	V	9,8	3,3	13,3	6	1	Fiat	300	—	—	—	—	13,3	13,3	44,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	1,15	—	0,75	1,90	39,5	6,26	43,4	181	—	—	—	—	800	1921, S. 31
PRB »1«	2 (II) Z, (II) DB	V	16,5	6,6	31,2	—	4	Isotta Frachini	1000	—	—	4,2	4,2	31,2	29,9	200,6	—	16,0	—	—	—	4,0	—	—	—	4,00	—	3,30	7,30	45,2	7,30	36,0	161	—	30,6	4,0	—	1600	
Fiat »12 Personen«	2 Z	R	13,3	4,5	20,6	12	3	Fiat	700	—	—	3,2	3,2	20,6	18,1	120,0	5,2	3,3	4,7	0,7	2,0	2,6	o	o	—	3,20	0,75	1,80	5,00	36,0	7,07	42,4	201	80	—	—	4,6	1130	1920, S. 197
» »A R F«	2 Z	Sp	10,0	3,7	16,2	2	1	»	700	—	—	—	—	16,2	16,2	—	—	—	—	—	—	—	o	o	—	2,28	—	2,32	4,50	50,3	—	—	158	—	—	—	—	4400	1920, S. 197
Ricci »R I«	2 (II) Z, (II) DS	V	12,8	4,0	26,0	13	3	Isotta Frachini	660	—	—	—	—	26,0	26,0	121,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	2,80	—	2,16	4,96	43,6	7,48	41,4	170	—	—	—	—	680	1920, S. 291
» »Dreidecker«	3 Z	Sp	3,3	2,0	3,2	1	1	Anzani	40	—	—	—	—	Alle	3,2	11,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0,15	—	0,11	0,26	42,3	6,48	23,7	126	39	—	—	—	242	
Savoia »S 16«	2 ZB	R	10,0	3,5	14,8	5	1	Fiat	300	—	—	2,0	1,8	14,8	14,8	53,0	—	—	—	—	—	—	o	o	—	1,30	—	0,85	2,15	38,1	6,98	4,00	170	—	—	—	—	680	

Abkürzungen: 1 = Eindecker, 2 = Doppeldecker, 3 = Dreidecker, Z = Zugschraubenflugzeug, D = Druckschraubenflugzeug, S = Schwimmerflugzeug, B = Flugboot, WL = Wasserlandflugzeug, R = Reiseflugzeug, V = Verkehrsflugzeug, Sp = Sport- und Rennflugzeug, Ü = Übungsflugzeug, Ex = Versuchsflugzeug, K = Kampfflugzeug, T = Torpedoflugzeug, B = Bombenflugzeug.

Druck und Verlag von R. Oldenbourg in München.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Der Peugeotpreis, bestehend aus einer Geldprämie von Fr. 10000 wurde von dem früheren Radmeister Poulain in Longchamps gewonnen. Mit seinem mit Doppeldeckerflächen versehenen motorlosen normalen Fahrrade gelang es ihm, die vorgeschriebene Strecke von 10 m Länge mit mindestens 1 m Flughöhe in der Hin- und Rückrichtung zu überfliegen. Die offizielle Messung ergab 12,08 m hin und 12,30 m zurück. Größte Flughöhe etwa 1,20 m. (Deutsche Allgemeine Zeitung, Berlin, 13. Juli 1921 und L'Auto, Paris, 10. 7. 21.) **21/30. 8.**

Ein neuer Welthöhenrekord wurde von dem französischen Flieger Kirsch aufgestellt. Am 16. 7. erreichte er in Le Bourget eine Höhe von 10600 m auf einem Nieuport-Jagdflugzeug mit 300-PS-Hispano-Suiza-Motor. (Le Temps, Paris, 17. 7. 21.) **21/31. 12.**

Weltluftverkehr.

Eine deutsche Luftverbindung im Auslande. Der Sablatnig-Flugzeugbau hat im Anschluß an den Luftverkehr Stockholm—Reval einen regelmäßigen Luftpost- und Personenverkehr mit Sablatnig-Limousinen zwischen Reval und Riga eröffnet, der vorläufig jeden Dienstag und Freitag geflogen wird, an jedem Tage hin und zurück.

Flugplan: 6.30 ab Riga an 6.30
9.00 an Reval ab 4.00. (Sonderbericht.)

Messeflüge nach Riga. Für die Dauer der Rigaer Messe sind folgende Flugpostverbindungen eingerichtet worden:

Flugplan.

M. E. Z.	Osteuropäische Zeit		Flugplan		Osteuropäische Zeit	M. E. Z.
8.15		ab	Berlin	an		4.15
9.15		an	Stettin	ab		3.15
9.30		ab	Stettin	an		3.00
12.50		an	Danzig	ab		11.40
1.00		ab	Danzig	an		11.30
2.10		an	Königsberg	ab		10.20
2.25		ab	Königsberg	an		10.05
4.15	5.00	an[1])	Kowno	ab[2])	9.00	8.15
4.25	5.10	ab[1])	Kowno	an[2])	8.50	8.05
6.25	7.10	an[1])	Riga	ab[2])	6.50	6.05

[1]) Nur Sonntag, Dienstag, Donnerstag, Sonnabend.
[2]) Nur Sonntag, Montag, Mittwoch, Freitag.

Unternehmer: Lloyd Ostflug G. m. b. H. Flugpreis: Berlin—Riga M. 1965. Flugzeit: etwa 10 h (gegen etwa M. 1000 Eisenbahnfahrpreis 1. Klasse bei etwa 35stündiger Bahnfahrt).

An den Tagen, an welchen eine Verbindung über Kowno nicht besteht, wird die Strecke Memel—Riga im Anschluß an die Flugpost Danzig—Memel geflogen.

M. E. Z.	Montag, Mittwoch, Freitag		Flugplan.		Dienstag, Donnerstag, Sonnabend	M. E. Z.
2.00	lett. Zeit	ab	Memel	an	lett. Zeit	2.00
5.00	6.00	an	Riga	ab	1.00	12.00

Unternehmer: Deutsche Luftreederei. **21/31. 5.**

Der Luftdienst Paris—Warschau wird vom 26. Juli ab werktäglich betrieben. (L'Echo des Sports, Paris, 23. 7. 21.) **21/31. 6.**

Ein Versuchsluftverkehr Stockholm—Reval wurde zunächst auf die Dauer von drei Monaten mit Junkers-Ganzmetallflugzeugen eröffnet. Flugzeit 3¼ h gegen 24 h Dampferfahrt. Flugpreis Kr. 250. (Times, London, 25. 7. 21.) **21/31. 7.**

Deutschland.

Flugpost Hamburg—Westerland. Die Flugpost Hamburg—Westerland verkehrt seit dem 12. d. M. in jeder Richtung zweimal täglich.

Flugplan:

9.00	3.30	ab	Hamburg	an	1.30	6.30
10.30	5.00	an	Westerland	ab	12.00	5.00

21/29. 5.

Betriebsergebnisse des Luftverkehrs P. Strähle (Stuttgart-Konstanz):

	Im Juni 1921	Im ganzen seit Januar 1921
Postflüge	52	508
Flugkilometer.	8116	53720
Beförderte Fluggäste	96	419
Beförderte Post, Gepäck usw. in kg. .	1200	—

(Automarkt, Pößneck, 8. 7. 21.) **21/30. 6.**

Schweiz.

Der Flugplatz Interlaken wurde kürzlich fertiggestellt und für den Flugdienst in Betrieb genommen. (Neue Züricher Zeitung, Zürich, 28. 5. 21.) **21/31. 13.**

Amerika.

Der amerikanische Luftpostverkehr auf den Strecken Chicago—Minneapolis und Chicago—St. Louis wurde am 1. Juli eingestellt. Der Transkontinental-Luftverkehr bleibt bestehen. Die Seitenanschlußlinien mußten aufgegeben werden, weil der Kongreß für das nächste Jahr nicht mehr die erforderlichen Mittel bewilligte. (Aerial Age, New York, 27. 6. 21.) **21/31. 16.**

Flugbetriebskosten des Luftpostdienstes der Vereinigten Staaten von Nordamerika für Januar bis März 1921.

Bezeichnung		Januar	Februar	März	Gesamt bzw. Durchschnitt
Gesamtlänge der Linien . .	km	5 162	5 162	5 162	5 162
Insgesamt geflogene Strecke	km	224 770	231 284	300 466	756 520
Gesamt-Flugzeit	h/min	1 668,51	1 733,04	2 103,36	5 504,91
Mittlere Geschwindigkeit . .	km/h	134,5	133,0	143,0	137,5
Gesamt-Benzinverbrauch . .	l	194 800	260 200	253 800	708 800
Mittlerer Benzinverbrauch .	l/h	116,8	150,0	120,5	128,7
» » .	l/km	0,865	1,128	0,844	0,936
Gesamt-Betriebskosten . . .	Doll.	136 488,61	131 855,43	152 442,27	420 786,31[1])
» . . .	» /h	82,0	75,8	72,6	76,4
Reine Flugkosten	» /km	0,170	0,169	0,152	0,164
Unterhaltungskosten	» »	0,295	0,245	0,238	0,259
Verwaltungskosten	» »	0,149	0,156	0,118	0,141
Gesamtkosten	Doll./km	0,614	0,570	0,508	0,564

[1]) Hierin sind außer den in 21/15. 20 aufgeführten Abschnitten für die Monate Februar Doll. 4744.81 und März Doll. 4583,10 für Funkentelegraphie enthalten.

(Aerial Age, New-York, 28. 3. 21 bis 16. 5. 21.) **21/29. 19.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Ein neuer Brennstoff, »Penrol«, vollkommen aus südamerikanischen Rohstoffen hergestellt, von Penhale erfunden, wurde durch Kapt. Roß an einem 110-PS-Le Rhône erprobt und zeigte weder abnorme Erwärmung noch Leistungsabfall. Angeblich Alkohol-Azetylen-Verbindung. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 24, 15. Juni 1921, S. 555 ($^1/_6$ Sp., o. Abb.). Hn. **21/29. 20.**

Flugzeugbau. Der Wert des Flugzeuges als Transportmittel. Der Viermotoren-Eindecker der Zeppelin-Werke Staaken, bisher das einzige nicht aus Kriegsflugzeugen entstandene Verkehrsflugzeug, ist sehr bemerkenswert. Sicherheit des Flugverkehrs selbst im Vergleich mit der Eisenbahn durchaus befriedigend.

Flugunfälle des französischen Luftverkehrs von Sept. 1919 bis Dez. 1920 im Vergleich mit dem Eisenbahnverkehr während des gleichen Zeitabschnittes:

	Eisenbahn	Luftverkehr
Zurückgelegte Reise-km . .	4 000 000 000	1 200 000
1 Unfall auf . . . . . km	24 000 000	85 000
1 tödlicher Unfall auf . km	560 000 000	170 000
1 Verletzung auf . . . km	25 000 000	170 000

Unfälle meist durch schlechte Landungen, Zusammenstöße infolge Nebels, Notlandungen infolge schwerer Motorstörungen. Landeunfälle infolge schlechter Führung sehr selten, meist ist Nebel und zu hohe Landegeschwindigkeit Schuld. F.T.-Richtweisung würde Zusammenstöße mit Erdhindernissen im Nebel vermeiden lassen. Schaffung von robusteren und betriebssicheren Flugmotoren. die auch im Fluge gewartet werden können, wichtig. Zugänglichkeit des Motors im Fluge überhaupt noch zu wenig betont; bei Verkehrsflugzeugen unerläßlich. Verbot der Beförderung von Reisenden auf einmotorigen Flugzeugen für die Zukunft wünschenswert (! D. Ber.). Für Seeflugzeuge gilt das gleiche.

Regelmäßigkeit des Luftverkehrs noch verbesserungsfähig. Meist aber nur durch Störungen am Motor oder atmosphärische Einflüsse behindert. Reisegeschwindigkeit: Schnellverkehrsflugzeuge rd. 175 km/h, Transportflugzeuge rd. 140 km/h. Der Staakener Eindecker (s. o.) bisher das schnellste Verkehrsflugzeug. Der Wind hat auf die Reisegeschwindigkeit nur geringen Einfluß. Zwischenlandeplätze vorteilhaft um 500 bis 600 km voneinander entfernt. Nachtflüge zur Förderung des Luftverkehrs wichtiger als Steigerung der Fluggeschwindigkeit. Der Schnellflug in großen Höhen wird für Verkehrszwecke kaum in Frage kommen, besonders mit Rücksicht auf die starken Windströmungen in großen Höhen, die geringere Luftdichte und die Kälte. Das Seeflugzeug bietet infolge der geringen Reisegeschwindigkeit der Schiffe ganz besondere Vorteile. — Louis Hirschauer, L'Aéronautique, Bd. 3, Heft 25, Juni 1921, S. 255/258 (8 Sp., 3 Lichtb., 2 Zahlentaf.). W. **21/29. 22.**

Flugzeugbau. Französische Ansichten über die modernen deutschen Konstruktionsformen. Umfrage des L'Air über die kommenden Flugzeugformen, ob Eindecker mit dickem Flügel oder Mehrdecker mit gewöhnlichen, dünnen Flügelschnitten. — Henri Bergeron, L'Air, Bd. 3, Heft 40 u. 41, 5. u. 20. Juli 1921, S. 9/10, 15/18 (10 Sp., o. Abb.); z. T. auch Flugsport, Bd. 13, Heft 15, 20. Juli 1921, S. 329 (1 S., o. Abb.). W. **21/31. 19.**

Flugzeugberechnung. Nachprüfung der aerodynamischen Gesetze durch Flugversuche mit »fliegenden Versuchslaboratorien« (»Avion-Laboratoire«) sehr wichtig. Feststellung der Fluglage mittelst Dunkelkammer am Flugzeuge, in der die Abbildung eines leuchtenden Himmelskörpers (Sonne) die Fluglageänderungen angibt. Druckverteilungsmessungen durch Laufbildaufnahmen ganzer Druckmesserreihen (in Deutschland bereits während des Krieges durchgeführt. D. Ber.). Einrichtung als »Photomanometer« bezeichnet. Messung der Beschleunigung durch Laufbildaufnahmen von drei Glasfadenbeschleunigungsmessern mit 1 mm/s Filmgeschwindigkeit.

Messung der Verspannungsseilkräfte mit Seilzugmesser nach »Hoff« (ZFM 1914, Heft 1 u. 2 v. Jan. 1914. D. Ber.) oder nach französischem Verfahren mittels Spannungsmessers (»tensiomètre«), der aber nur die höchste auftretende Spannung angibt. Dehnungsmesser ähnlich dem Brinellschen Kugeldruckapparat; das Seil, in dem die Spannung gemessen werden soll, ist unterbrochen (wesentlich nachteiliger Unterschied gegenüber dem Hoffschen Seilzugmesser. D. Ber.). Das eine Seilende trägt einen Weicheisenzylinder, gegen den sich eine Kugel aus hartem Stahl, die am anderen Seilende befestigt ist, anlegt. Aus der Größe des Eindruckes der Kugel auf dem Zylinder ermittelt sich die größte, im Fluge aufgetretene Seilspannung. Beanspruchungsprüfungen an französischen Kriegsflugzeugen mit dem Spannungsmesser während des Krieges in allen Fluglagen durchgeführt. Beanspruchungen nehmen wie folgt zu: Gleitflug, Motorflug mit Vollgas, seitliches Abrutschen, senkrechte Kurve, Abfangen, Überschlag, Korkzieher, Trudeln.

Ferner Messung des auf den Rumpf wirkenden Verdrehmoments durch Messen des Verdrehwinkels zwischen Schwanzflossen und wagrechter Schwerpunktachse auf optischem oder mechanischem Wege. — Louis Chessex, La Suisse Aérienne, Schweiz. Luftfahrt, Bd. 3, Heft 9, Juni 1921, S. 123/124 ($2^3/_4$ Sp., o Abb. u. Zahlangab.). W. **21/29. 28.**

Flugzeugberechnung. Schwerpunktsbewegung eines starren Körpers mit senkrechter Symmetrieebene im widerstehenden Mittel. Aus den Bewegungsgleichungen folgt durch Dividieren der Hodograph und durch Untersuchung von dessen singulären Punkten, daß es (unter Annahme gleichbleibenden Anstellwinkels) drei Arten von Flugbahnen gibt; eine Reihe von Hügeln, gedämpfte Wellen und parabolische Gestalten. Abhängig von der Gleitzahl lassen sich die Grenzwerte für das Verhältnis von Schraubenkraft und Gewicht so auftragen, daß 9 Gebiete der verschiede-

Vergleich bekannterer Verkehrsflugzeuge (zu 21/29. 22).

Flugzeug	Zahl der Motoren	Gesamtleistung	Tragfläche	Leergewicht: Triebwerk-gewicht in	Triebwerk-gewichtsanteil am Fluggewicht	Flugwerk-gewicht in	Flugwerk-gewichtsanteil am Fluggewicht	Leergewicht in	Leergewicht-anteil am Fluggewicht	Nutzlast in	Nutzlast-anteil am Fluggewicht	Fluggewicht	Leistungsbelastung	Flächenbelastung
		PS	m²	kg	vH	kg	vH	kg	vH	kg	vH	t	kg/PS	kg/m²
Einmotorige Flugzeuge:														
Fiat-BR-Doppeldecker	1	650	70	950	30	1300	41	2250	70	1000	30	3,25	5,0	47,0
De Havilland-18-Doppeldecker	1	475	57	700	23	1060	35	1760	58	1290	42	3,05	6,5	53,5
Bréguet 14-T-Doppeldecker	1	300	49	500	25	670	33	1170	58	860	42	2,03	6,7	41,4
Mehrmotoren-Flugzeuge:														
Zeppelin-Staaken-Eindecker	4	1120	106	2000	25	3500	45	5500	70	2500	30	8,00	7,3	78,0
Handley-Page-Doppeldecker	2	700	143	1200	19	2530	39	3730	58	2620	42	6,35	9,0	44,0
Farman-»Goliath«-Doppeld.	2	520	161	900	20	1600	35	2500	55	2000	45	4,50	8,7	28,0
Einmotorige Seeflugzeuge:														
Nieuport-»Monaco«-Doppeld.	1	420	95	760	20	1665	44	2425	64	1375	36	3,80	9,0	40,0
G. Lévy-Doppeld.-Flugboot	1	300	69	510	22	940	40	1450	62	900	38	2,35	8,4	34,2
Mehrmotoren-Seeflugzeuge:														
Latham-Doppeld.-Flugboot	3	1000	180	2150	30	2650	37	4800	67	2400	33	2,40	7,2	39,5
Wasserlandflugzeuge:														
Vickers-»Vimy«-Doppeldecker-Flugboot	1	450	55	700	27	1000	39	1700	66	840	34	2,54	5,7	46,0



nen Bewegungszustände abgetrennt werden. Die geradlinige Bewegung ist danach nur in Ausnahmefällen stabil. — M. Alayrac, Comptes Rendus, Bd. 172, Nr. 18, 2. Mai 1921, S. 1089/1092 (3 Sp., 1 Abb., 1 Zusammenst.). E. **21/31. 21.**

Flugzeugberechnung. Logarithmische Schaulinien. »Es ist unmöglich, aus der Windkanalmessung eines Eindeckerflügels die Luftkräfte für einen Zweidecker von gleichem Seitenverhältnis und Flügelschnitt zu berechnen« (mit Hilfe der Betzschen Umrechnungsformel ohne weiteres möglich! D. Ber.). Der Stirnwiderstand eines Flugzeuges kann ohne wesentlichen Fehler als algebraische Summe der Widerstände der einzelnen Flugzeugteile angenommen werden. (Berechnungsbeispiel: Jagdeinsitzer mit Umlaufmotor mit Hilfe Eiffelscher Messungen unter Benutzung und Erläuterung der Eiffelschen Flugzeugpolaren mit logarithmischer Teilung. — V. Goldenberg, La Suisse Aérienne, Schweiz. Luftfahrt, Bd. 3 Heft 10, Juli 1921, S. 140/144 (9 Sp., 9 Skizz., 6 Schaub.). W. **21/31. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Der Bristol-»Badger«-Doppeldecker-Kampfzweisitzer mit luftgekühltem 450-PS-Bristol-»Jupiter«-Motor ist ein Einstieler mit leicht schräg nach außen gestelltem N-Stiel und normaler Verspannung. Oberflügel größer als Unterdeck, Flügelkanten stark abgerundet. Motor nicht eingekapselt, treibt zweiflüglige Luftschraube ohne Nabenhaube an. Normales Fahrgestell. Bewaffnung: starre und bewegliche M.G., anscheinend auch Lichtbildeinrichtung. Holzkonstruktion. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 23, 8. Juni 1921, S. 530 (1 Lichtb., 2 Zl. Text, o. nähere Angab.). W. **21/29. 31.**

Flugzeugbeschreibung. Flugzeuge und Flugleistungen des »Grand Prix«, ausgeschrieben vom Aero-Klub von Frankreich, dritter und letzter Wettbewerb (beim ersten Wettbewerb im März 1921 war nur ein Flugzeug, der Farman-»Goliath«, beim zweiten im Mai nur zwei Flugzeuge gemeldet). Sieger: zweimotoriger Farman-»Goliath F 60«. (Über Abmessungen und Leistungen der teilnehmenden Flugzeuge vgl. die beistehenden Zahlentaf. —

Höhe km	Steigzeit min	Wagerechtgeschwindigkeit km/h
in Bodennähe	—	156,2
1,0	7,35	154
2,0	15,88	150
4,0	44,70	141

L'Aérophile, Bd. 29, Heft 11/12, 1/15. Juni 1921, S. 162/163 (3 Sp., 1 Zahlentaf., o. Abb.). W. **21/29. 32.**

Flugzeugbeschreibung. Der amerikanische Mummert-Sportdoppeldecker, ein einsitziges Kleinflugzeug, erbaut von einem Angehörigen der Curtisswerke. Rumpf-, Flügel- und Leitwerkbekleidung aus Sperrholz. Innenverstrebung der Flügel nach »Clark« ohne Innenverspannung und Tiefenkabel. Beiderseits zwei Trag- und ein Hängedraht mit Stromlinienquerschnitt. Flügel normal mit zwei Holmen. Beiderseits ein N-Stiel aus Stahlrohr. Oberflügel durch ein Paar Streben mit dem Rumpf verbunden. Beide Flügel einteilig und durchlaufend. Jeder Flügel hat insgesamt (ohne Randleisten) 9 Rippen. Flügelränder abgerundet. Bekleidung mit 1,6 mm-Mahagoni-Sperrholz. Schmale Querruder nur am Unterflügel, in Stahlrohren am Flügel gelagert und durch im Flügel liegendes Gestänge betätigt.

Schalenrumpf aus Wickelfurnier mit innenliegenden, leichten Ringspanten verstärkt. Unterteilte Kielflosse wächst aus dem Rumpf heraus. Knüppelsteuerung. Normales Fahrgestell mit Eschenstreben und Kreuzverspannung. Flugzeug wird in Kürze versucht werden.

Motor, luftgekühlter Zweizyl.-Lawrence, bei 1800 Umdr/min	25 PS
Spannweite (Oberflügel)	5,50 m
Flügeltiefe	0,81 m
Flügelabstand	0,84 m
Flügelschnitt	R.A.F. 15
Gesamte Flügelfläche (mit Querrudern)	8,35 m²
Höhenflosse	0,46 m²
Höhenruder	0,37 m²
Kielflosse	0,28 m²
Seitenruder	0,28 m²
Leergewicht	160,0 kg
Insasse	70,0 kg
Brennstoff	40,0 kg
Fluggewicht	275,0 kg
Flächenbelastung	32,8 kg/m²
Leistungsbelastung (25 PS)	11,0 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit (geschätzt)	140,0 km/h
Landegeschwindigkeit (geschätzt)	70,0 km/h.

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 19, 18. Juli 1921, S. 449 (1½ Sp., o. Abb.). W. **21/31. 23.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue Bristol-Verkehrsdoppeldecker ist einmotorig und zweistielig. Flügel gleich groß, mit stark

Angaben über die am französischen „Grand Prix 1921" teilnehmenden Flugzeuge (zu 21/29. 32).

Flugzeug		Bréguet 18 T	Caudron C 39	Farman »Goliath F 60« [1]	Farman F 90	Nieuport Delage	Henry Potez IX S [2]	Spad S 46	Spad S 47 [3]
Motoren: Anzahl		ein	drei	zwei	ein	ein	ein	ein	ein
Motoren: Art		Bréguet	Clerget	Salmson	Salmson	Darracq-Coatalen	Lorraine-Dietrich	Lorraine-Dietrich	Salmson
Motoren: Einzelleistung	PS	450	130	260	300	425	370	370	300
Motoren: Gesamtleistung	PS	450	390	520	300	425	370	370	300
Luftschrauben (nur Zugschrauben): Anzahl		1	3	2	1	1	1	1	1
Luftschrauben: Durchm.	m	3,50	2,60			3,40	3,90	2,75	2,75
Luftschrauben: Steigung	m	3,40	2,30			2,50	2,05		
Luftschrauben: Umdr./min		900	1250				1700/1500	1600	1500
Spannweite	m	17,50	20,20	28	14	18	14	12,66	12,66
Flügeltiefe	m	2,35	2,50	3,06	2,30	3,60 / 2,60	2	2,10 / 2,00	2,10 / 2,00
Flügelabstand	m	2	2,50	3	2,30	2,60	1,80	1,90	1,90
Länge	m	9,90	12,25	15,10	9,30	11	8,80	9,20	9,20
Höhe	m	3,60	4,32	4,92	3,90	4,30	3,15	3,60	3,60
Tragfläche	m²	73,5	88,8	161	62	82	55	47	47
Betriebsstoffe: Benzin	kg	610	750	800	500		480	550	520
Betriebsstoffe: Öl	kg	72	180	80	45		40	50	50
Betriebsstoffe: für Flugdauer	h		6,5	7	6		6	6	6
Nutzlast	t	1,52	1,55	2,30	1,25	1,60	1,22	1,24	1,22
Leergewicht	t	1,51	1,80	2,50	1,10	2,00	1,20	1,22	1,18
Fluggewicht	t	3,03	3,35	4,80	2,35	3,60	2,12	2,46	2,40
Flächenbelastung	kg/m²	41,2	37,0	30,0	33,0	43,8	43,5	52,2	51,0
Leistungsbelastung	kg/PS	6,44	8,6	9,21	7,81	8,45	6,5	6,15	8,0
Besatzung: Führer		1	1		1		1	1	1
Besatzung: Motorwarte		1	1		1		—	—	—
Besatzung: Reisende		6	6	12	6		6	6	6
Gepäck oder Post	kg	200	200		250			200	200
Gemeldete Führer		Roget	Malcon	Bossoutrot, D'Or und Droubin	Coupet und Landry	Sadi-Lecointe	Douchy und Deullin	de Romanet und Casale	de Romanet und Casale

[1]) Höhenleistungen des zweimotorigen Farman-»Goliath F 60«. [2]) 210 km/h in Bodennähe. [3]) 185 km/h in Bodennähe.

abgerundeten Enden, ohne Pfeil-, mit etwas V-Form und ohne Staffelung; mit üblicher Stromlinien-Drahtverspannung. Oberflügel unmittelbar am hohen Rumpf angeschlossen (Walfischbauart), daher keinerlei freiliegende Verstrebung zwischen Flügel und Rumpf. Im Unterflügel beiderseits dicht neben dem ersten Stielpaar je ein großer Betriebsstoffbehälter. Die einstellbare Höhenflosse beiderseits zweimal gegen die Kielflosse abgestützt. Querruder in beiden Flügeln. Kein Ruder entlastet. Sämtliche Steuerseile laufen über Rollen von rd. 13 cm Durchm. Rumpf vierkantig und langgestreckt, mit aufgesetzter Rückenverschalung und senkrechter Hinterkante, trägt vorn rechteckigen, flachen Bugkühler, dahinter den Motor, der durch stählernes Feuerschott vom übrigen Rumpfraum getrennt ist. Hinter dem Schott dicht vor der Flügelvorderkante offener, hochliegender Führerraum mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen für Führer und Motorwart. Einfache Handradsteuerung, Einstellhebel für Höhenflosse, Einrichtung für drahtlose Telegraphie und Telephonie im Führerraum. Dahinter und durch Tür mit Führerraum verbunden geschlossenes Abteil für acht Fluggäste mit seitlichem Einstieg über den Unterflügel; sechs Klappsitze nach vorn und zwei nach rückwärts angeordnet. Gepäckablage unter Führerraum. Heizung durch Warmluft vom Auspuff. Neben jedem Sitz mit Rücksicht auf »luftkranke« Reisende ein Speibecken. Notausgang in der Abteildecke (0,6 × 0,6 m). Lichter Abteilraum für Frachtbeförderung (3,2 × 1,75 × 1,22 m). Fahrgestell mit zwei hintereinander angeordneten Räderpaaren mit Gummiring- und Ölfederung, Bremsen auf den hinteren Rädern (einseitig bremsbar!). Motor leicht zugänglich, mit elektrischem und Kurbelanlasser. Benzinzuführung von den seitlichen Flügeltanks durch zwei gekuppelte Vickers-Kreiselpumpen oder Vickers-Handpumpe zu den Vergasern; Überlauf zu dem 45 l-Falltank. An den Enden des Oberflügels je ein Staurohr (vermutlich Kurvenzeiger. D. Ber.).

Motor Napier-»Lion«	450	PS
Spannweite	16,50	m
Länge	12,80	m
Höhe	3,35	m
Gewichte als Reiseflugzeug:		
Leergewicht mit Kühlwasser	1,78	t
F.T.-Gerät	29,0	kg
Betriebsstoffe für 650 km Flug	365,0	»
Besatzung	164,0	»
Acht Reisende	580,0	»
Gepäck (22,8 kg je Reisenden)	182,0	»
Nutzlast als Reiseflugzeug	1,32	t
Fluggewicht als Reiseflugzeug	3,10	t
Gewichte als Frachtflugzeug:		
Leergewicht mit Kühlwasser	1,72	t
F.T.-Gerät	29,0	kg
Betriebsstoffe wie oben	365,0	»
Besatzung	164,0	»
Fracht	950,0	»
Nutzlast als Frachtflugzeug	1,51	t
Fluggewicht als Frachtflugzeug	3,23	t
Leistungsbelastung (450 PS)	7,13	kg/PS
Flächenbelastung	52,0	kg/m²
Höchstgeschwindigkeit:		
in Bodennähe	196,00	km/h
in 3,1 km Höhe	184,00	km/h
Steigzeit:		
auf 1,5 km Höhe mit Vollast	9	min
» 3,1 » » » »	22	min
Gipfelhöhe mit Vollast	4,10	km.

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Heft 1, 6. Juli 1921, S. 10, 12 (2½ Sp., 2 Lichtb., 3 Skizz. ohne Maßangab.); Flight, Bd. 13, Heft 27, 7. Juli 1921, S. 457/458 (3½ Sp., 2 Lichtb., 3 Übersichtsskizz. ohne Maßangab). W. **21/30. 20.**

Flugzeugbeschreibung. Der Spad-Herbemont S 33-Verkehrsdoppeldecker. Ober- und Unterflügel einteilig und durchlaufend. Der Schalenrumpf trägt viel zur Dämpfung der vom Motor herrührenden Schwingungen bei, ermöglicht daher halbstielige, wenig verspannte Flügelbauart. Hohe Landegeschwindigkeit.

Motor, Salmson-Z 9	250	PS
Tragfläche	43,0	m²
Leergewicht	1,0	t
Nutzlast	1,0	t
Fluggewicht	2,0	t
Flächenbelastung	46,5	kg/m²
Leistungsbelastung (250 PS)	8,0	kg/PS.

Ergebnis der amtlichen Flugprüfung durch den S.T.Aé. (Section Technique Aéronautique, entspricht etwa unserer früheren Flugzeugmeisterei. D. Ber.) bei Vollbelastung mit 1,00 t Nutzlast in Villacoublay:

Steigzeit auf 0,5 km Höhe	4,5	min
» » 1,0 » »	10,1	min
» » 1,5 » »	16,1	min
» » 2,0 » »	22,9	min
» » 2,5 » »	31,2	min
» » 3,0 » »	45,5	min
Gipfelhöhe rd.	4,0	km
Geschwindigkeiten (unbeständiger Wind):		
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	180,0	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 2,0 km Höhe	179,0	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 3,0 km Höhe	169,5	km/h.

Die neuesten Spad-Herbemont-Verkehrsdoppeldecker für den Grand Prix de l'Aéro-Club de France besitzen 300 PS-Salmson-AZ 9-Motor (Muster S 33 bis) bzw. 370-PS-Lorraine-Motor. — E.-H. Lémonon, L'Aérophile, Bd. 29, Heft 11/12, 1./15. Juni 1921, S. 167/169 (6 Sp., 1 Lichtb., 3 Übersichtskizz.); auch Flight, Bd. 13, Heft 27, 7. Juli 1921, S. 460/462 (3½ Sp., 5 Lichtb., 3 Übersichtskizz.). W. **21/30. 21.**

Flugzeugteile. Versuche mit dem Handley-Page-Tragflügel werden an einem Eindecker mit dem Rumpf eines D.H. 9 zur Durchbildung einer brauchbaren Verschlußvorrichtung ausgeführt. »Trotz Schwierigkeiten ist zu erwarten, daß in nächster Zukunft eine brauchbare Einrichtung entwickelt ist«. — Flight, Bd. 13, Heft 24, 16. Juni 1921, S. 410 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **21/29. 33.**

Flugzeugteile. Biegsame Verbindungen für Rohrleitungen sind sicher. Dem Luftministerium liegt jetzt die »Petro-flex«-Rohrverbindung zur Prüfung vor. Innen Darm, darüber Leinen und Drahtwindungen. Die verwendeten Rohrenden sind gerieft. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 25, 22. Juni 1921, S. 572 (⅔ Sp., 1. Abb.). Hn. **21/29. 34.**

Hubschrauber. Ergebnisse neuer Versuche mit einem Hubschrauber, dem 60/36 PS-Pescara-Zweischraubenflugzeug, dessen sechsflüglige Doppeldeckerschrauben von 6,4 m Durchm. auf gemeinsamer Welle, mittels Kegelräder auf 102 Umdr./min untersetzt, umlaufen. Steuersäule verlegt durch Verwinden den Druckmittelpunkt aus der Schraubenachse, Handrad ändert die Steigung der beiden gegenläufigen Schrauben.

Prüfungen von 148 h Dauer verliefen ohne Schaden. Getragen wurden 10 kg/PS, das Drehmoment betrug 60 mkg, das Kippmoment 100 mkg. — Pescara, Comptes Rendus, Bd. 172, Heft 14, 4. April 1921, S. 845/847 (2 Sp., 1 Lichtb. des Hubschraubers).

Bemerkung dazu: Der scheinbar widersinnige Grundsatz der Selbstbremsung von Hubschrauben beim Absteigen, wenn die entkuppelten Schrauben sich durch die Luft hindurchschrauben, ist dadurch zu verstehen, daß bei kleiner Steigung die Drehzahl und damit auch der Widerstand sehr stark wächst. Praktisch setzt dem die Dicke der Schraubenflügel und die Reibung eine obere Grenze, so daß sich ein mittlerer Bestwert für die Einstellung ergibt. Dies hat Pescara genau untersucht. — Painlevé, ebenda, S. 847/848 (1 Sp., o. Abb.). E. **21/31. 25.**

Lichtbildwesen. Die Drachenphotographie. Aufhängen des Bildgerätes am Drachenseil mit Laufrollen vorteilhaft (eingehende Beschreibung und bildliche Wiedergaben der Aufhängevorrichtungen von Carlier, L.P.F. [1916] und Rocher). — L. P. Frantzen, L'Air, Bd. 3, Heft 40, 5. Juli 1921, S. 18/21 (1 Luftbild, 2 Lichtb., 11 Skizz.). W. **21/31. 26.**

Luftschiffe. Das Verkehrsluftschiff »Nordstern«. — Der Luftweg, Bd. 5, Heft 25/26, S. 194/195 (2½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/29. 35.**

Luftschiffe. Vor- und Nachteile des Verankerungsmastes. — Rathjen, Luftfahrt, Bd. 25, Heft 7, Juli 1921, S. 125/127 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **21/31. 27.**

Luftschiffe. Der »ZR. 2«. Als R. 38 von den (englischen) Königlichen Luftschiffwerken zu Cardington nahe Bedford in Bau genommen und an die amerikanische Marine verkauft. Die Bauwerft wurde 1916/1917 von der englischen Regierung für den Starrluftschiffbau Gebr. Short hergestellt und dieser später von dem Luftfahrtministerium übernommen. Dort wurden R. 31 und R. 32 aus Holz mit 111 km/h Geschwindigkeit und 42500 m³ Gasinhalt erbaut. Ferner sind R. 37 und R. 38 beinahe fertiggestellt. Einrichtung zur täglichen Herstellung von 2 t Legierungen und 5770 m³ Gas mit 99,2 vH Reinheit. Halle ist 210 m lang, 55 m breit und 33,5 m hoch. Höhe kann leicht auf 36,6 m erhöht werden. Der R. 38 hat 8500 m³ größeren Gasinhalt als der L. 71. Entworfen für die Marine mit möglichst großer Gipfelhöhe. Abmessungen:

Länge	212 m
Durchmesser	26 m

Gasinhalt	76500 m³
Gesamtauftrieb	83 t
Gesamtleistung	2100 PS
Motoren, 6 Sunbeam »Cossack«, je	350 PS

Besatzung: 23 bis 30 Personen,
Bewaffnung: 14 Lewis M.-G.,
4 Bomben je 238 kg,
6 Bomben je 105 kg,
1 1-Pfund-Maschinenkanone.

Die Nutzlast sollte 50 t betragen, ist aber durch verschiedene zusätzliche Einbauten und Vorrichtung zum Verankern am Mast, verkleinert worden. Gerippebau nach Zeppelin aus Duralumin. 14 Gaszellen aus Stoff mit Goldschlägerhaut. Langes zylindrisches Mittelteil. Ganz vorn Führergondel mit F.-T. Vorn und hinten rechts und links vier gleich große Motorgondeln in Höhe des Kieles. Zwei kleinere, erhöhte Gondeln in der Mitte. Bei allen: zweiflüglige Druckschraube, Stirnkühler mit Abdeckvorrichtung und Aluminiumgehäuse in Stromlinienform. — Flight, Bd. 13, Heft 23, 9. Juni 1921, S. 387/389 (5 Sp., 6 Abb.). Hn. **21/30. 22.**

Luftschrauben. Die Umkehrstahlluftschraube der amerikanischen Standard Steel Propeller Company zu Pittsburg wurde von der amerikanischen Versuchsabteilung in Mc Cook Field geprüft. Blätter aus Stahlrohr, Profil und Dicke nach außen verjüngt. Schweißnaht nur an der Flügelspitze. An der Nabe sind die Blätter rund und mit Kugellagern versehen. (Keine Angaben über Verstellvorrichtung.) — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 20, Heft 20, 18. Mai 1921, S. 468 (½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/29. 37.**

Luftschrauben. Die Umkehrluftschraube der Standard Steel Propreller Co., Pittsburg, wird aus Stahlrohren mit enger werdendem Durchm. und schwächer werdender Wandstärke hergestellt. Verstellwinkel 45°. — Aviation, Bd. 10, Heft 19, 9. Mai 1921, S. 604 (½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/31. 29.**

Luftschrauben. Die verschiedenen Betriebszustände der Luftschraube. Eine Untersuchung von G. De Bothezat und einige Versuche von G. Costanzi. I. Verschiedene Werte des Fortschrittsgrades grenzen die 16 Betriebszustände gegeneinander ab, die De Bothezat unterscheidet.

II. Für positive Fortschrittsgrade (Treibschraube, Zwischenzustand mit Bremswirkung, Turbine) sind die Betrachtungen richtig. Für negativ wachsende muß sich bei gleicher Drehzahl an Stelle von Bothezats Schleife ein unstabiler Übergang zur umgekehrten Strahlrichtung ergeben. Die Formeln versagen hier. Auch im Stand ist ein stabiler und ein unstabiler Zustand möglich.

III. Costanzi hat am 31. Januar 1912 Versuche mit Luftschiffschrauben mitgeteilt, darunter auch solche an rückwärts angeblasenen.

IV. Die Werte liegen, abhängig vom Fortschrittsgrad dimensionslos aufgetragen, ziemlich gut auf einer Kurve, scheinen jedoch bei gleichen negativen Fortschrittsgraden den Unstabilitätsbereich zu zeigen. Das ist für Hubschrauber sehr wichtig! Das wirksame Steigerungsverhältnis hängt vom Verstellwinkel der Schrauben geradlinig ab und wird erst für — 8° null.

V. Das Drehmoment, abhängig vom Fortschrittsgrad, verläuft bei mittleren Fortschrittsgraden ungefähr geradlinig, mit einer Abnahme, die vom Verstellwinkel nahezu unabhängig ist. Es läßt sich daher abhängig von der Drehzahl als Parabel darstellen. Der größte Wert des bremsenden Drehmoments gehört zum halben Wert der Drehzahl, bei der das Drehmoment null wird. Die größte Bremskraft ist dem wirksamen Steigungsverhältnis umgekehrt proportional. — E. Pistolesi, Rendiconti dell' Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 9, Reihe 2, Nr. 2, 15. Mai 1921, S. 117/132 (16 S., 5 Skizz., 6 Schaub.). E. **21/30. 23.**

Materialkunde. Balsaholz (auf deutsch Floßbaumholz) ist halb so leicht wie Kork, isoliert sehr gut gegen Wärme und hat ein spez. Gewicht von 0,14 bis 0,18. Außerordentlich dünne Zellenwände. 92 vH abgeschlossener Luftraum. Wenn nicht imprägniert, schneller Zerfall und Ansaugen von Wasser. Trocknen der Blätter im Vakuum, danach Imprägnierung durch flüssiges Paraffin unter Druck. — S. W. M., Auto-Technik, Bd. 10, Heft 14, 2. Juli 1921, S. 10 (2 Sp., o. Abb.). Hn. **21/29. 38.**

Materialkunde. Gebrauch von metallischem Magnesium. Versuche seit 1917:

Spez. Gewicht	1,77
Zugfestigkeit	3000 bis 3600 kg/cm²
Elastizitätsgrenze	2080 bis 2680 kg/cm²
Dehnung bis zum Bruch	12 bis 15 vH
Elastizitätsmodul	320000 kg/cm²

Wird das Metall 15 min lang Dampf von 20 kg/cm² ausgesetzt, isoliert es 20000 V. Es entsteht eine 1 mm starke sauerstoffhaltige Schicht, die nur durch starkes Hämmern entfernt werden kann. — C. Baker, Technisk Ukeblad, 18. März 1921 (8 Sp.), ber. in The Technical Review, Bd. 9, Heft 13, 28. Juni 1921, S. 197, J. 1275. Hn. **21/29. 39.**

Materialkunde. Die Verwendung und Prüfung neuartiger Werkstoffe für leichte Abschlußflächen. Mit Lack getränkte Tragflügelbespannstoffe sind fest, leicht, schmiegen sich vorgeschriebenen Profilformen an, ändern ihre Gestalt wenig, sind undurchlässig gegen Feuchtigkeit und Luftüberdruck und billig. (Im übrigen vgl. ZFM 1920, S. 1 und 17, Heft 1 u. 2). — A. Pröll, Der Betrieb, Bd. 3, Nr. 18, 10. Juni 1921, S. 545/552 (14 Sp., 3 Lichtb., 4 Skizz., 9 Schaulinien, 7 Zahlentaf.). E. **21/30. 25.**

Meßgeräte. Ein Instrumentenbrett für den Wolkenflug wurde in einem DH 4B-Flugzeug erprobt. Auf ihm sind Wendezeiger, Längs-, Querneigungsmesser und Kompaß nahe beieinander dicht vor dem Flieger. Es hat sich gut bewährt; seine Einführung könnte zum Vermeiden von Unfällen viel beitragen. — Aerial Age Weekly, Bd. 13, Heft 13, 6. Juni 1921, S. 301 (1½ Sp., o. Abb.). E. **21/31. 32.**

Meßgeräte. Das Abhören von Flugzeugschall. — E. Waetzmann, Zeitschrift für technische Physik, Bd. 2, Heft 7, (Juli) 1921, S. 191/194 (7 Sp., 1 Lichtb.). E. **21/31. 34.**

Meßgeräte. Neue elektrische Fernfeuchtigkeitsmesser von Hartmann & Braun. — Josef Cartus, Zeitschrift des Vereines deutscher Ingenieure, Bd. 65, Heft 29, 16. Juli 1921, S. 767/768 (4 Sp., 6 Skizz.). E. **21/31. 35.**

Meßgeräte. Messung des umgebenden statischen Drucks während des Fluges und der Drucksenkung im Fahrzeug. I. Aus Messungen in Bodennähe in Italien und anderwärts geht hervor, daß durch Stau- und Saugwirkungen die Druckmesseranzeige um mehrere mm gefälscht werden kann. Vor allem für das Abfangen wäre genaue Höhenmessung in Bodennähe erwünscht.

II. Der Vorschlag von Coffin, Barographen in umlaufende Gehäuse einzuschließen und deren Kurven von Staudruckschwankungen überlagert zu erhalten, ist bedenklich, weil die Wirbelablösung am Gehäuse von der Geschwindigkeit abhängt, weil man den wahren Druck nicht entnehmen kann, weil die Umdrehung der Trommel Fehler ergibt, da nicht leicht gleichförmig zu halten. In Frankreich hat man genaue Höhenmesser eingekapselt und mit einem statischen Druckrohr verbunden.

III. Messungen der Drucksenkung bei der italienischen Versuchsabteilung: Ein »Thermosgefäß« auf einem Turm und ein zweites im Flugzeug, das in Turmhöhe flog, wurden beim Vorüberfliegen geschlossen, sogleich nach dem Landen mit den Schenkeln eines Druckmessers verbunden und die Drucksenkung abgelesen. Ferner wurden zwei Gefäße im Flugzeug nacheinander im Geradausflug und in der Kurve geschlossen. Der Unterdruck war in der Kurve 15 mm WS größer. Das Verfahren bedingt besten Wärmeschutz.

Zum Aufzeichnen der Unterdruckschwankungen wurden luftdicht gekapselte Höhen- und Druckschreiber verwendet; das Innere des letzteren erhielt statischen Druck von Bohrungen im Seitenteil eines luftschiffförmigen Körpers. Eichung durch Vergleich mit den Thermosgefäßen.

IV. Der Unterdruck wächst mit dem Anstellwinkel. Am größten ist er gerade am Instrumentenbrett! Er ist dem Staudruck proportional und beträgt etwa 50 mm WS. Zu genauen Messungen ist der Flugzeugrumpf also ungeeignet. Die Höhenschreibergehäuse müssen daher luftdicht sein. Die Störung des statischen Drucks im Körper, der außen am Stiel saß, war nach den Eichungen gering.

V. Die Bewegung des Flugzeugs senkt die Temperatur, wie aus Vergleichsmessungen übereinstimmend mit der Adiabatenrechnung folgt, um rd. 1°, was bei meteorologischen Messungen in Betracht kommt. Auch das Geschwindigkeits-Venturi-Rohr zeigt nicht mehr richtig, da der Gegendruck seines Manometers sich proportional dem Staudruck ändert. — L. Biondi, Rendiconti dell' Istituto Sperimentale Aeronautico, Bd. 9, Reihe 2, Nr. 2, 15. Mai 1921, S. 99/115 (16 S., 8 Lichtb. des Geräts und der aufgezeichneten Kurven). E. **21/30. 26.**

Meßgeräte. Besondere Neigungsmesser und Kurvenzeiger. Neigungsmesser sind beschleunigungsempfindlich. Ein Anzeiger der wahren Neigung wäre für Bombenabwurf, Kartenaufnahme, Wolkenflug und astronomische Ortsbestimmung erwünscht. Der französische Garnier-Kreisel mit Luftantrieb zeigt Fehler bei Neigungen seines Gehäuses, die sich durch kugelgürtelförmige Ausbildung ohne Luftschaufeln teilweise beheben lassen. Der Neigungsmesser von Titterington, ein Kreiselpendel mit Luftdämpfung, wird von Sperry hergestellt. Der Zielfernrohr-Stabilisator von Duff und Hyde besteht aus einem Raumpendel, das durch vier Luftdämpfzylinder mit einem Kreiselpendel verbunden ist. Langsamen Kurven gegenüber sind Kreiselpendel empfindlich.

Kompasse versagen vor allem bei Kurven aus Nordkurs. Als Wendezeiger dienen:

1. Meßgeräte für den statischen Druck an beiden Flügelenden, parallel eingebaut oder mit Windfahnen richtbar. Unterschied der Fliehkräfte in den beiden Druckmeßleitungen rechts und links wird abgelesen (nein! Die Kraftwirkungen summieren sich. Anderseits ist die Gesamtkraft auf die holmparallelen Meßleitungen nahezu Null, es wird der Luftdruck gemessen, der dem Höhenunterschied der Flügelspitzen entspricht. D. Ber.).

2. Kreiselwendezeiger wurden entwickelt (in Amerika) von der wissenschaftlichen und Forschungsabteilung und von Sperry gebaut. Luftdruckantrieb: Kreisel mit Nutenkranz in luftdichtem Gehäuse, in dem die Luft mittels Venturidüse abgesaugt wird und durch Treibdüsen wieder eintritt. Kreiseldrehachse parallel zur Flugzeug-Querachse. Kreiselrahmen dreht sich bei Wendungen um eine Achse parallel zur Flugzeuglängsachse gegen eine Spiralfeder. — Aus dem Bureau des Direktors für den Luftdienst, Special inclinometers and indicators, Aviation and Aircraft Journal, Bd. 9, Nr. 10, 21. Nov. 1920, S. 322/323 (3. Sp., 3 Lichtb.). E. **21/30. 27.**

Motorbau. Wann machen wir Anstrengungen, die Brennstofffrage zu lösen?

Entwicklung besserer Motoren. Die Erhöhung des Verdichtungsverhältnisses verbessert den thermischen Wirkungsgrad, ist aber wegen Selbstzündungen nur durch Zusätze zum Brennstoff möglich. Ricardo hat auf diese Weise einen Brennstoffverbrauch von 209 g/PSh erzielt. Bei Drosselung läuft der Motor mit geringerer Verdichtung und thermischem Wirkungsgrad. Ein Zweitaktmotor mit Kurbelkastenpumpe, seitlichem Einlaßventil und Auslaßschlitz am unteren Zylinderende erzielte durch dauernd gleiches Verdichtungsverhältnis bei $1/3$ Last geringeren Verbrauch als bei Vollast. Durchschnittlich 319 g/PSh. Ricardo baute einen Motor mit dauernd gleichem Verdichtungsverhältnis, der überreiches Gemisch durch ein normales Ansaugventil erhält und beim Verdichtungshub durch eine Venturidüse Preßluft eingeblasen bekommt. Bohrung 126 mm, Hub 152 mm. Regelung nur durch die Brennstoffmenge. Der beobachtete thermische Wirkungsgrad beträgt bei einem Benzin-Luftverhältnis von 1:11 37 vH und fällt unregelmäßig auf 30 vH bei 1:43. Schnelle Verbrennung infolge starker Wirbelbildung. 3^0 Vorzündung. Geringe Temperatur der Verbrennung und Wandungen. J. A. Charter bringt den Brennstoff aus seiner Düse durch Preßluft unabhängig von der Drehzahl zum Ausströmen. Durch axiale Verschiebung des (Preßluft)-Verteilerstückes wird die Dauer des Brennstoffaustretens geregelt. Versuche sollen Ersparnisse gebracht haben.

Motoren mit Einspritzung werden an verschiedenen Stellen entwickelt. Da, wo sie als Schnelläufer gebaut wurden, bleiben sie keine Gleichdruckmotoren mehr, sondern der Druck steigt nach der Einspritzung weit über den Verdichtungsdruck. Einspritzung während des Arbeitshubes bei Schnelläufern bisher nicht bekannt geworden.

Bessere Brennstoffausnutzung bei den heutigen Motoren. Bei geeigneten Brennstoffen läßt sich durch Erhöhung des Verdichtungsverhältnisses viel sparen. Nach Versuchen von James, Dickinson und Sparrow ist der Einheitsverbrauch von der Vorwärmung des Gemisches unabhängig. Aber je kälter das Gemisch, um so schlechteres Beschleunigen des Motors. (Einfluß der Temperatur auf die Motorleistung und somit auf den Gesamtverbrauch. D. Ber.) Sparrow fand gleiche Beschleunigung bei einem ungeheizten Gemisch mit Benzin-Luftverhältnis 1:9,4, wie bei einem geheizten 1:15,3. Packard und Ensign wärmen das Gemisch beim Anlassen durch Einmischen besonders erzeugter Brenngase. Tice ordnet über der Brennstoffdüse eine durch Abgase geheizte Glocke an, gegen deren Wände der Brennstoff durch seine Trägheit anprallt und vollkommen verdampft. Nelson und Scarratt fangen Brennstofftropfen an durch Abgase stark geheizte Stellen auf. Bessere Vergasung wird von verschiedenen Firmen durch größeres Ansaugrohr oder größere Heizfläche angestrebt. Versuche mit gläsernen Ansaugrohren zeigen, daß sich Flüssigkeit an den Wandungen zu sammeln sucht. Nach Dickinson ist das Beschleunigen von der Größe der Wandungen abhängig. Selbstzündungen werden durch Wirbel vermieden. Bei hoher Drehzahl neigt der Brennstoff weniger zu Selbstzündungen, als bei niedriger. Nelson regelt daher die Einlaßventilzeiten so, daß bei geringer Drehzahl ein Teil der angesaugten Ladung wieder austritt, der bei hoher Drehzahl durch seine Massenträgheit zurückbleibt. Nach dem Erbauer sind höhere Verdichtungsverhältnisse als normal möglich. Zusätze, die Selbstzündungen bei hohen Verdichtungsverhältnissen verhindern sollen, wie z. B. gekühlte Abgase, werden wahrscheinlich immer mehr in Gebrauch kommen.

Die Brennstoffe können durch Änderung des Molekularaufbaues bei der Destillation verbessert werden. Brauchbare Zusätze, »dopes«, können gegenwärtig nicht in dem Maße hergestellt werden, daß sie Bedeutung erlangen. — H. Chase, Automotive Industries, Bd. 44, Heft 24, 16. Juni 1921, S. 2141/1250 (19 Sp., 15 Abb.). Hn. **21/31. 36.**

Motorbau. Vorgänge in Zylindern von Benzin- und Gasmotoren. Die Wirbelbildung im Zylinder eines Gasmotors mit 230 mm Bohrung und 430 mm Hub verdreifacht die Brenngeschwindigkeit. Die Zeit zur Entzündung des Gemisches sollte $1/_{120}$ s nicht unterschreiten. W. Watson gibt $1/_{300}$ s an. Bei einem Zylinderdurchmesser von 100 mm ergibt das eine Brenngeschwindigkeit von 30 m/s. Sie hängt von der Ansauggeschwindigkeit ab. In einem Zylinder von 560 mm Bohrung und 860 mm Hub hängt sie von den durch hohe Ansaugegeschwindigkeit und besondere Vorrichtungen erzeugten Wirbeln ab. Die spez. Wärme der Brenngase wurde durch Schließen der Ventile nach einer Verpuffung und gleichzeitiges Indizieren gemessen. Aus dem Druckabfall des sich allmählich abkühlenden Gemisches, während der Motor durch die Schwungmassen weiter lief, wurde die spez. Wärme des Gemisches berechnet. — Dugald Clerk, The Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 8, Heft 6, Juni 1921, S. 523/539 (33 Sp., 24 Abb.), auch Automotive Industries, Bd. 44, Heft 21, 26. Mai 1921, S. 1096/1099 (7 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/31. 38.**

Motorbau. Entwicklung eines Hochdruck-Kraftfahrzeugmotors. Erster Teil: Brennstofffragen. Benzin, Kerosen und Destillationsprodukte aus Rohpetroleum. Zweiter Teil: Motoren mit niedrigem Druck: Automobilmotoren: mit mittlerem: Glühkopf- und Semidieselmotoren; mit hohlem: Dieselmotoren. Dritter Teil: Einspritzvorrichtungen für Hochdruckmotoren.

Zu den Versuchen wurde ein Glühkopfmotor benutzt mit 36 kg/cm² Verdichtungsdruck, Zweitaktverfahren, Kurbelkastenpumpe, 140 mm Bohrung und 152 mm Hub, auf 120 mm durch die Schlitze verkleinert. Geringster Druck zum Erzielen sicherer Zündung 25 kg/cm². Versuche zur Bestimmung der Zündtemperaturen und des Zeitabstandes zwischen dem Einspritzen und dem Anwachsen des Druckes wurden von der englischen Marine-Versuchsanstalt ausgeführt. Einspritzung entweder durch wechselnden Druck auf den Brennstoff und selbsttätiges Einspritzventil, oder durch dauernd gleichen Überdruck auf dem Brennstoff und gesteuertes Ventil. Größte Schwierigkeit: richtige Bemessung des Brennstoffes durch Pumpe mit veränderlichem Hub oder sich am Ende des Druckhubes öffnendes Ansaug- oder Durchlaßventil. Die Elastizität des Brennstoffes ändert sich um 2 vH bei den auftretenden Drücken. Die Dehnbarkeit der brennstoffführenden Gefäße und Leitungen muß durch äußerst starre Wandungen eingeschränkt werden. Durch undichtes Einspritzventil eingetretene Luft verhindert durch ihre hohe Zusammendrückbarkeit leicht jedes Austreten von Brennstoff in den Zylinder. U-förmige Packung an der Ventilspindel hat sich bewährt.

Die oben genannten Schwierigkeiten machen Einspritzung durch wechselnden Druck und einfaches, selbsttätiges Ventil für Schnelläufer mit kleinen Zylindern ungeeignet. Mit Erfolg benutzt wurden Einspritznadelventile. Brennstoffzuleitung unter gleichförmigem Druck zu den Zylindern. Stahl-Tauchkolbenpumpe. Federbelastetes Überdruckventil. Einspritznadel durch Nocken, Stoßstange und Schwinghebel betätigt. Winkelstellung, Höhe, Größe und Form des Nockens regeln Zeitpunkt, Menge, Dauer und Art der Einspritzung. Die Schwierigkeiten durch die Dehnbarkeit des Brennstoffes, der in ihm enthaltenen Luft sowie der Leitungen fallen durch den gleichbleibenden Druck fort. — F. C. Ziesenheim, Automotive Industries, Bd. 44, Heft 21, 26. Mai 1921, S. 1106/1108 (5 Sp., 4 Abb.). Hn. **21/30. 30.**

Motorkühlung. Kühlverfahren bei Flugmotoren. Es ist nicht zu erwarten, daß die Wasserkühlung bald aufgegeben wird. Alle bisher gebauten luftgekühlten Motoren haben geringeren mittleren Druck als wassergekühlte. Das Gewicht der Kühlrippen sowie die Sternform heben die Vorteile des luftgekühlten Motors auf. Der Bugkühler ist ungünstig. Abdeckvorrichtungen vergrößern seinen Widerstand bedeutend. Kühler in dem Teil des Schraubenstrahles mit größter Geschwindigkeitserhöhung am besten. — A. L. Clayden, Automotive Industries, Bd. 44, Heft 24, 16. Juni 1921, S. 1292/1293 (3 Sp., o. Abb.). Hn. **21/31. 39.**

Motorteile. Sicherung gegen Bruch der zu schwachen Ventilhebellagerung am 80- und 110-PS-Le Rhône-Umlaufmotor. Die Originallagerblöcke sind zu leicht entworfen und außerdem noch häufig bei der Bearbeitung geschwächt. Verstärkung durch Auflegen eines Stahlbandes. ((Vorschrift des eidg. Luftamtes und Mitteilung des englischen Luftministeriums.) — La Suisse Aérienne, Schweiz. Luftfahrt, Band 3, Heft 9, S. 132 (2 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/30. 31.**

Motorzündung. Der Bosch-Zündungsverstärker läßt an der Zündkerze im Zylinder zahlreiche rasch aufeinanderfolgende, durch einen Summer erzeugte Funken überspringen. — J. Löffler, Der Bosch-Zünder, Bd. 3, Heft 5, 30. Mai 1921, S. 135/136 (4 Sp., 5 Abb.). Hn. **21/29. 41.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

17. Heft 15. September 1921 12. Jahrgang

VII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.[1])

Von Curt Eppinger.

Vom 4. bis 8. September fand die diesjährige Mitgliederversammlung der WGL in München statt. Ort und Zeit waren äußerst günstig gewählt, so daß die Tagung infolge der Vorarbeiten des Geschäftsführers, Hauptmann Krupp, einen äußerst befriedigenden Verlauf nahm. Dementsprechend war auch die Teilnahme sehr stark. Über 360 Besucher nahmen an der Veranstaltung teil, darunter als Vertreter des Auswärtigen Amtes Geheimrat v. Lewinsky, des Reichsverkehrsministeriums, Abt. für Luft- und Kraftfahrwesen, Min.-Rat Prof. Dr.-Ing. Bendemann, des Reichspostministeriums Min.-Rat Thilo, von der Abt. München Staatssekretär Stingl, der bayerischen Staatsregierung Staatsrat Exzellenz v. Meinel und Staatsminister Hamm, der Stadt München Bürgermeister Dr. Küfner, der Universität München Rektor Frank und des Deutschen Museums Exzellenz v. Miller. Ferner bemerkte man unter anderen Prinz Alfons von Bayern, Oberbürgermeister Trautmann und Staatssekretär a. D. Albert von der Nationalflugspende, Dr. Gradenwitz als Präsident des Aero-Club von Deutschland, und vom Bayerischen Aero-Club und Fliegerklub die Generäle v. Malaisé, Exzellenz v. Brug, Exzellenz Harlander und Professor Emden, sowie Direktor Kasinger vom Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.

Das Programm der diesjährigen Tagung war äußerst umfangreich. Die glatte Durchführung verbürgte die Zusammenarbeit der Berliner Geschäftsstelle mit dem Bayerischen Aero-Club und dem Festausschusse in München und Augsburg. Die Namen der Herren dieser Ausschüsse, die sich in selbstlosester Weise zur Verfügung gestellt haben, hier aufzuführen, würde zu weit führen. Den Vorsitz führte der Ehrenvorsitzende der WGL, Heinrich Prinz von Preußen, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Aug. Schütte, Major Wagenführ und der wissenschaftliche Leiter, Prof. Dr. Prandtl.

Die Veranstaltung wurde durch einen Begrüßungsabend im Künstlerhaus eingeleitet. Hier bot Staatsrat Exzellenz v. Meinel der WGL in Bayern ein herzliches Willkomm, in welchem er darauf hinwies, daß Bayern neuen Verkehrsmitteln immer das größte Verständnis entgegengebracht habe, so durch die Erbauung der ersten Eisenbahn. Die Regierung setze ihren Ehrgeiz daran, ihrem Lande auch den Anteil am deutschen Luftverkehr zu sichern, der ihm im Hinblick auf seine geographische Lage zukommt. Dem Mut und der Opferwilligkeit der WGL, auch in heutiger schwerer Zeit ihre idealen Bestrebungen fortzusetzen, zolle er volle Anerkennung und wünsche ihr reichsten Erfolg. Bürgermeister Dr. Küfner begrüßte darauf die Versammlung im Namen der Stadt München und wünschte ihren Arbeiten im Interesse des Vaterlandes das beste Gedeihen, den lieben Gästen aber in München eine frohen Aufenthalt. Hierauf wurde vom Ehrenvorsitzenden mit Dankesworten erwidert. Gerne sei die WGL der Einladung nach München, der durch ihre Gastfreundschaft bekannten Stadt der Künste, gefolgt. Die Luft ist ebenso wie das Meer geeignet, nicht zu trennen, sondern zu verbinden und Unterschiede zwischen Nord und Süd zu überbrücken. Er schloß mit den herzlichsten Wünschen für die Zukunft des Staates Bayern und seiner Hauptstadt. Verschönt wurde der Abend noch durch eine Reihe erlesener Genüsse. Künstlerische Darbietungen wechselten in angenehmer Reihenfolge miteinander ab, die in den humorvollen Vorträgen eines Münchener Originals ihren Höhepunkt und Abschluß fanden.

[1]) Der ausführliche Bericht sowie die Vorträge mit den einzelnen Aussprachen erscheinen später in einem der Beihefte dieser Zeitschrift.

Der nächste Tag vereinigte die Teilnehmer zu den wissenschaftlichen Vorträgen[1]) im großen mathematischen Hörsaal der Technischen Hochschule in München.

Als erster sprach Dr. phil. Betz über »Die Wirkungsweise von unterteilten Flügelprofilen«. Er führte aus, daß durch geeignete Unterteilung eines Flügelprofiles nach der Erfindung von Lachmann bzw. Handley-Page der maximale Auftrieb eines Flügels wesentlich erhöht werden kann.

Um sich diese überraschende Wirkung verständlich zu machen, muß man auf den Vorgang der Auftriebserzeugung genauer eingehen. Wichtig ist vor allem die Druckverteilung auf der Flügeloberseite. Um die mit erheblichem Auftrieb verbundene Druckverteilung aufrecht zu erhalten, ist es wesentlich, daß die vorbeistreichende Luft die Bildung von Totwasser verhindert, indem sie dasselbe durch Zähigkeitswirkung dauernd fortspült. Man kann ein unterteiltes Profil als stark gestaffelten Doppeldecker auffassen. Dabei zeigt sich, daß die Hinterkante des Vorderflügels in einem Gebiet erniedrigten Druckes sich befindet, und daß infolge der so gestörten Druckverteilung ein merklich höherer Maximalauftrieb ermöglicht wird. Der Maximalauftrieb des Hinterflügels bleibt im wesentlichen unverändert. Für die Größe des Spaltes zwischen den beiden Teilflügeln ist die Bedingung maßgebend, daß die kinetische Energie des durch den Spalt hindurchströmenden Luftbandes ausreicht, um die Strömung längs der Oberseite des Hinterflügels aufrecht zu erhalten. Man kann den ganzen Vorgang auch so auffassen, daß der auf der Flügeloberseite sich bildenden Schicht durch Reibung verzögerter Luft (»Grenzschicht«) durch den Spalt neue Energie zugeführt wird, wodurch eine Anhäufung dieser Schicht und die Bildung eines größeren Totwassergebietes vermieden wird.

Darauf folgte der Vortrag des Dipl.-Ing. Gsell über den »Stand der ausländischen Flugzeuge und Flugmotoren«.

Der Redner schildert den allgemeinen Stand des Flugzeugbaus in den verschiedenen außerdeutschen Ländern in wissenschaftlicher, technischer und wirtschaftlicher Hinsicht. Deutschland hat in der technischen Anwendung der Wissenschaft immer noch einen Vorsprung. In England und den Vereinigten Staaten wird erhebliche Forschungsarbeit geleistet, doch scheinen ihre Ergebnisse noch nicht Allgemeingut der Konstrukteure zu sein. Namentlich zeigt sich dies auf dem Gebiete der Luftwiderstandsersparnis durch Verwendung freitragender Flügel und auf dem des Metallflugzeugbaus.

Bei der Besprechung der wichtigsten Flugzeugtypen geht der Redner nur kurz auf die Kriegsflugzeuge ein, die bedeutenderen Sportflugzeuge werden kurz gekennzeichnet. Eingehendere Behandlung erfährt das Gebiet der Verkehrsflugzeuge. Die Ententeländer haben im allgemeinen ihre Kriegstypen zu Verkehrsflugzeugen umgebaut oder entwickelt; wirtschaftliche Flugzeuge sind selten und Konstruktionen vom Werte der Junkers- und Dornierbauten nicht zu finden.

Hierauf werden die wichtigsten ein- und mehrmotorigen Land-, Wasser- und amphiben Flugzeuge kurz besprochen. Die letzteren hat besonders England, im Bestreben, den Luftverkehr von der Themse im Zentrum Londons erfolgen zu lassen, entwickelt; ihre Wirtschaftlichkeit ist jedoch noch unbefriedigend.

Bei Besprechung des allgemeinen Standes des Flugmotorenbaus betont Redner den hohen Entwicklungsstand der englischen Flugmotore, die Leistungssteigerung der Einheiten (bis 1000 PS) und die Entwicklung des luftgekühlten Sternstandmotors (bis zu 600 PS). Die Verwendung hoher Drehzahlen in Verbindung mit Getrieben nimmt zu, ebenso die Verwendung von Überverdichtung und von Gebläsen zur

[1]) Leider kam in einigen Fällen die Aussprache etwas zu kurz, weil die Vorträge, trotz der Vereinbarung, sie nicht über 40 min auszudehnen, manchmal mehr als das doppelte Zeitmaß beanspruchten.

Konstanthaltung der Leistung bei zunehmender Flughöhe. Auf dem Gebiete der Gebläse mit Antrieb durch Abgasturbinen haben Frankreich und die Vereinigten Staaten Pionierarbeit geleistet.

Redner erwähnt aus dem Gebiete der Kühler, Schalldämpfer, Anlasser und Luftschrauben einige interessante Neuerungen, eine vermehrte Verkehrssicherheit erkennt er vielmotorigen Flugzeugen nur zu, wenn im Wagrechtreiseflugе einzelne Motore stillstehen, aber durch Anlasser jederzeit in Betrieb gesetzt werden können.

Zum Schlusse werden die bedeutenderen Flugmotortypen kurz gekennzeichnet.

Als dritter Redner folgte Dr.-Ing. Hoff mit seinem »Bericht über den Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921«. Er begründete zunächst die Stellungnahme der WGL zum Segelflug-Wettbewerb und kam dann auf die Durchführung des Wettbewerbes selbst zu sprechen. Der Fortschritt gegen den vorjährigen Wettbewerb in der Rhön, wo der junge Aachener Dipl.-Ing. Klemperer mit 2 m 22,4 s Flugdauer und 1,83 km Flugstrecke Sieger geblieben war, muß als ungemein groß bezeichnet werden. Im Bewerb wurden ununterbrochene Segelflüge von über 5 min Dauer und 3,9 km Länge erzielt. Die besten Flüge sind allerdings erst nach Schluß des Bewerbes von Klemperer von über 13 min dauernden Segelflügen ohne nennenswerten Verlust an Höhe erreicht worden. Derartig lange Flüge mit motorlosen Flugzeugen sind bisher noch nie geglückt und stellen sowohl Führer als Flugzeug ein überaus gutes Zeugnis aus. Eine Reihe von gemeldeten Segelflugzeugen konnte nicht zum Wettbewerb zugelassen werden, da sie den Anforderungen an Bausicherheit nicht genügten, so daß am Wettbewerb nur 38 Flugzeuge teilnehmen konnten. Die wesentlichen Neuheiten boten die Segelflugzeuge des Bayerischen Aero-Club, ein von Lößl und Finsterwalder gebauter Hochdecker, den Koller trotz einiger in neuartigen Konstruktionsformen begründeter Schwierigkeiten geschickt zu steuern wußte, der Eindecker vom Flugtechnischen Verein Stuttgart und der mit Unterstützung von Prof. Dr.-Ing. Pröll gebaute Eindecker der akademischen Fliegergruppe an der Technischen Hochschule Hannover, der von dem ehemaligen Jagdflieger Martens mit großer Gewandtheit geflogen wurde. Das Flugzeug der Flugwissenschaftlichen Vereinigung und des Aerodynamischen Institutes an der Technischen Hochschule Aachen, welches Klemperer steuerte, zeigte sich gegen das Vorjahr nur wenig verändert. Ein recht interessantes Segelflugzeug stellte der Weltensegler-Eindecker von Wenk und Peschke dar. Nach einer eingehenden kritischen Besprechung der einzelnen Flugzeuge gab der Vortragende der festen Erwartung Ausdruck, daß auch im kommenden Jahr ein Segelflug-Wettbewerb in der Rhön veranstaltet werden soll.

Ein von Fokker in der Rhön aufgenommener Film gab neben den Lichtbildern eine anschauliche Illustration des Vorgetragenen.

Nach einem gemeinsam eingenommenen Frühstück in der Hochschule sprach Justizrat Dr. Willy Hahn über »Friedensvertrag, Ultimatum und Luftfahrt«. Zum erstenmal wurde hier der bisher nirgends veröffentlichte Notenwechsel bekannt gegeben, der zu dem grundlegenden Abkommen vom 19. Januar 1921 zwischen der deutschen Regierung und der Internationalen Luftfahrt-Überwachungskommission über die zivilen Luftfahrzeughallen führte. In demselben wird die Zerstörung der zivilen Hallen bis auf einen geringen Prozentsatz gefordert, während zuerst der Abbruch sämtlicher Hallen verlangt wurde. Dann kam der Redner auf das Bauverbot, Ultimatum und die sich anschließenden Gesetze zu sprechen und zog daraus den Schluß, daß das Abkommen vom 19. Januar 1921, welches niemals veröffentlicht und niemals dem Reichstag vorgelegt worden ist, eine Verletzung des Friedensvertrages bedeutet; denn es werden darin Deutschland weitergehende Verpflichtungen auferlegt, als im Friedensvertrag vorgesehen. Im Zusammenhange mit den Fragen des Internationalen Luftverkehrs hätte versucht werden müssen, Erleichterungen für die deutsche Luftfahrzeugindustrie zu erreichen. Weiter wird von der Industrie beanstandet, daß ihr die Regierung nicht die genügende Unterstützung für ihre Bestrebungen zur Förderung des deutschen zivilen Luftverkehrs gewähren kann. Erfreulich aber sei, daß Reichsrat und Reichstag ohne Rücksicht auf die Partei hierfür vollstes Verständnis gezeigt haben. Auch die gesamte Presse habe anerkannt, daß die durch das Ultimatum eingetretenen schweren Schädigungen der Luftfahrt gemildert werden müssen. So wurde dann der Industrie durch Gesetz der Schadensersatz für die Wirkungen des Ultimatums zugesprochen. Es handelt sich jetzt darum, daß dieser Wille der gesetzgebenden Körperschaften durch die Ausführungsbestimmungen zu dem Gesetz auch voll und ungeschmälert zum Ausdruck kommt. Der Vortragende kam zu dem Schluß, daß das Jahr 1921 der Luftfahrzeugindustrie noch immer nicht die gewünschte Klarheit darüber gebracht hat, in welcher Weise sie in Zukunft weiterarbeiten kann. Das Bauverbot besteht weiter, und die Begriffsbestimmungen für Zivil- und Militärluftfahrt fehlen. Die Frage des Internationalen Verkehrs ist auch noch in keiner Weise gefördert. Eine einheitliche Behandlung aller dieser Fragen fehlt. Daher ist es freudig zu begrüßen, daß sowohl Reichsrat wie auch das gesamte deutsche Volk durch die Stellungnahme seiner Vertreter im Reichstage einmütig ihren klaren Willen zur Erhaltung der deutschen Luftfahrt kundgegeben haben.

Nach diesen interessanten Ausführungen wurden die Vorträge abgebrochen. Am Abend desselben Tages fanden sich dann die Teilnehmer der Tagung zu dem Festessen im »Bayerischen Hof« zusammen. Der Vorsitzende der Gesellschaft, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte, hielt die Begrüßungsrede, in welcher er die Erschienenen willkommen hieß und Veranlassung nahm, den Vertretern des Staates und der Stadt für die freundliche Begrüßung, sowie dem Bayerischen Aero-Club und der Presse für die Vorarbeit den verbindlichsten Dank der WGL auszusprechen. Er erinnerte dann an das Wort Hebbels, geboren zur Zeit der Freiheitskriege des vorigen Jahrhunderts: Es wäre möglich, daß der Deutsche einmal von der Weltbühne verschwinde; denn er besitze alle Eigenschaften, die ihm den Himmel erwerben, aber nicht die Liebe der anderen Nationen, die ihn hassen. Wenn er aber einmal dauernd verdrängt würde, dann würde ein unerträglicher Zustand entstehen, so daß die anderen den Deutschen wieder mit Nägeln aus der Erde kratzen wollten. Solche Zustände drohen jetzt von außen und von innen. Nur die Einigkeit aller Stämme kann den Deutschen vor dem Untergang retten, und diese Einigkeit müssen wir mit aller und äußerster Kraft anstreben. Seine Rede klang in einem »Hoch« auf das deutsche Vaterland aus. Min.-Rat Prof. Dr.-Ing. Bendemann nahm darauf Veranlassung, der WGL im Namen der Reichsregierung den Dank für die Einladung zum Ausdruck zu bringen, die die Ziele der WGL. mit größtem Wohlwollen verfolgt. Er schloß mit einem »Hoch« auf die deutsche Luftfahrt. Major Strecius gedachte der Pioniere der Luftfahrt, die um der Sache willen selbstlos ihr Leben opferten und die immer wieder neu in unserer Jugend erstehen. Eine launige Damenrede des Münchener Schriftstellers Roth in Versen bildete den Schluß der offiziellen Reden.

Am nächsten Tage wurde zuerst der Geschäftliche Teil der Mitgliederversammlung erledigt. Der Vorsitzende erstattete den Geschäftsbericht und gedachte zuerst ehrend der Toten des Jahres, des Direktors Leiber aus Leipzig und des Dr. Th. Rümelin aus München. Das Vermögen der Gesellschaft hat sich durch großherzige Stiftungen auf ca. M. 235 000 erhöht. Die Mitgliederzahl ist auf 555 gestiegen. Nach der Entlastung des Vorstandes und der Geschäftsführung dankte Geh. Reg.-Rat Schütte allen in den Kommissionen tätig gewesenen Herren für ihre selbstlose Mitarbeit. Besondere Erwähnung verdienen die Arbeiten der Kommissionen für Hochschulreform, für die Aufnahme der Luftfahrt in den Schulunterricht, für die Ausgestaltung brauchbarer Fliegerkarten und des Navigationsausschusses. Zur Zeitschrift wurde mitgeteilt, daß inzwischen Dr.-Ing. Wilh. Hoff offiziell in die wissenschaftliche Leitung der Zeitschrift eingetreten ist. Die Beihefte erfreuen sich des größten Interesses und Verbreitung. Infolge der ständigen Geldentwertung sind aber die Verwaltungskosten und die Kosten für die Zeitschrift erheblich gestiegen, so daß der Mitgliedsbeitrag auf M. 80 erhöht wird. Der Besuch der Sprechabende war erfreulich zahlreich. Als Ort für die nächstjäh-



Die Teilnehmer der VII. Ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt vor der Technischen Hochschule in München



1. Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen / 2. Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte / 3. Major Wagenführ / 4. Prof. Dr. Prandtl / 5. Hauptmann a. D. Krupp

rige ordentliche Mitgliederversammlung wird einer liebenswürdigen Einladung zufolge Bremen gewählt. Der Geh. Reg.-Rat Dr. Müller-Breslau, wird anläßlich seines 70. Geburtstages für seine Verdienste um die Statik zum Ehrenmitglied der Gesellschaft ernannt. In den Vorstandsrat wurden neu gewählt:

Dipl.-Ing. Bleistein, Prof. Berson, Baeumker, Prof. Emden, Dr. Everling, Justizrat Dr. Hahn, Dipl.-Ing. Klemperer.

Da im August ds. Js. 25 Jahre seit dem Tode Lilienthals verflossen waren, so wurde seiner gedacht. Die Versammlung ehrte seinen Namen durch Erheben von den Sitzen.

Nach Erledigung des geschäftlichen Teiles sprach Dr. Döring über »Versicherungsprobleme im modernen Luftverkehr«.

Eine ausgedehnte Versicherung ist ein Lebensbedürfnis für jeden Verkehr. Solange dieser noch in der Entwicklung steht, ergeben sich für die Versicherung viele Schwierigkeiten, da noch eine feste Basis für Prämienfestsetzung und Policenbedingungen fehlt. Alle Beteiligten müssen mitwirken, um eine brauchbare Basis bald zu schaffen, der Verkehr durch straffe Organisation und ständige Verbesserung seiner Einrichtungen, die Versicherung durch eine zusammenfassende weitgehende Statistik.

Die Hauptmomente im Luftverkehr sind Luftfahrzeugführer, Luftfahrzeug und Motor, Landungsplätze und Wettereinflüsse. Eine allmähliche Ausgestaltung des Führerberufes zum Lebensberuf ist anzustreben. Der Bau von Luftfahrzeugen in Deutschland ist durch Machtspruch der Entente für die nächste Zeit verboten. Sobald er wieder einsetzt, muß zur Vereinfachung der Versicherung eine Klassifikation stattfinden, wie sie auch in der Seeversicherung üblich ist. Der Germanische Lloyd und die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt sind hierzu vorgeschlagen. Mit Rücksicht auf die noch andauernde Entwicklung wird aber eine besondere Einrichtung ähnlich den Kesselrevisionsvereinen für zweckmäßiger erachtet, die zugleich eine regelmäßige jährliche Prüfung sämtlichen zivilen Luftfahrtgeräts übernimmt. Die Flugplatzfrage kann bei der vorläufigen mangelnden Rentabilität des Luftverkehrs nur mit Hilfe der Kommunen gelöst werden.

Unfall- und Haftpflichtversicherung sind allmählich durch immer günstiger werdende Statistik zu konstanten Prämien gekommen. In der Kaskoversicherung war bis jetzt noch eine Aufwärtsbewegung zu beobachten, die möglichst bald aufhören muß, wenn der Luftverkehr lebensfähig werden soll.

Einer Transportversicherung für Luftgüter ist bisher infolge günstiger Erfahrungen seitens der Verkehrsgesellschaften wenig Interesse entgegengebracht. Die Prämien sind hier ermäßigt.

Es folgte der Vortrag des bekannten Konstrukteurs Dipl.-Ing. Dornier über »Metallwasserflugzeuge«. Der Vortragende berichtet über seine ganze Tätigkeit und Versuche während der Kriegs- und Nachkriegszeit; zunächst wies er auf die Bedeutung des Wasserflugzeuges für den Luftverkehr hin. Die Verkehrsmöglichkeiten damit sind selbst in dem kleinen Europa überraschend groß.

Im Eingehen auf die wissenschaftlichen Grundlagen und konstruktiven Richtlinien der Metallwasserflugzeuge schilderte der Vortragende die umfassenden Versuche und die Seeflugzeugentwicklung des Zeppelinwerkes Lindau. Bereits im Sommer 1914 wurde, einer Anregung des alten Grafen Zeppelin folgend, mit dem Bau eines Riesenflugbootes begonnen, dem im Laufe der Kriegsjahre drei weitere Riesenflugboote folgten. Die damit erzielten Flugergebnisse bewiesen die Überlegenheit des Großflugbootes auch für die Hochseefliegerei. Bis dahin war dem Flugboot von der deutschen Marine nur geringes Vertrauen entgegengebracht worden. Als Baustoffe werden von Dornier hochwertiger Stahl und Duraluminium sowie Leichtmetall verwendet, während vom Holz keinerlei Gebrauch gemacht wird. Der Mehrmotorenantrieb hat vom Vortragenden eine auch für den Luftverkehr vollkommen befriedigende Durchbildung erfahren. Es ist gelungen, Boote von ganz erheblicher Hochseefähigkeit durchzubilden, wobei sich nur eigen stabile Boote als geeignet erwiesen haben. Die vom Zeppelinwerk entwickelten Metallschwimmer haben sich den bisher ausschließlich verwendeten Holzschwimmern als überlegen gezeigt. Der Eindecker verdient nach der Ansicht des Vortragenden den Vorzug. Den Seeflugzeugen sind an sich weniger enge Grenzen, als jene von Landflugzeugen, gezogen, auf aerodynamischem Gebiete ist noch mancherlei für die Leistungssteigerung zu erwarten; ebenso muß der Entwicklung von Verkehrsflugmotoren mehr Bedeutung als bisher geschenkt werden.

Als nächster sprach Dr.-Ing. Karl Gürtler über »Die Arbeiten des Luftbildes im Dienste der Landesvermessung nach dem Stand der heutigen Erfahrungen«. Er führte aus, daß eine der wichtigsten Aufgaben, nämlich die Konstruktion wirklich zuverlässiger Schichtlinienkarten, nunmehr einwandfrei gelöst ist. Die Luftvermessung wird in Deutschland von mehreren Instituten betrieben, die durch ihre Arbeiten den Vorsprung Deutschlands auf diesem Gebiete noch vergrößert haben. Über die Genauigkeit der Arbeiten liegen zuverlässige Angaben von der Luftbild G. m. b. H. — Stereographik G. m. b. H. vor. Die Arbeiten des genannten Institutes haben zu guten Ergebnissen geführt. Senkrechtaufnahmen auf besonders ebenem Gebiete stellen ohne weiteres eine in allen Teilen maßstabhaltige Karte des Geländes dar. Es ist möglich, Geländepunkte mit sehr großer Genauigkeit aus Flugzeugaufnahmen koordinatenmäßig zu berechnen, und zwar nach der Formel (m_x + 0,36 m, m_y + 0,27 m, m_z + 0,41 m). Diese Methode ist jedoch nicht wirtschaftlich. Die Frage, wie weit sich Luftaufnahmen zur Konstruktion einer Schichtlinienkarte eignen, beantwortete der Vortragende dahin, daß die Herstellung von diesen Karten mittels des Stereoautographen in bezug auf genaue Wiedergabe der Form des Geländes jeder anderen überlegen und auch wirtschaftlich die vorteilhafteste ist. Die Ergebnisse der Punkteinschaltung sind bereits durch das Landesvermessungsamt geprüft, die der Lufttopographie steht bevor. Sämtliche Arbeiten stehen unter Kontrolle des Landesvermessungsamtes. Zum Schluß wies der Vortragende noch auf den großen Wert hin, aus einer Lagenkarte eine dreidimensionale Präzisionskarte herstellen zu können, wozu die Kartographische Reliefgesellschaft m. b. H., München, in der Lage ist.

Den Schluß der Vorträge bildete der des Dipl.-Ing. Grulich »Über die an Verkehrsflugzeugmotoren zu stellenden Anforderungen«.

Dipl.-Ing. Grulich geht von der Forderung aus, daß sich die kommenden Motoren für das Verkehrsflugzeug möglichst der Sicherheit und der Bequemlichkeit des Luftreisenden anpassen und die Wirtschaftlichkeit des Flugzenges verbessern müssen. Er schlägt bestimmte Normaltypen vor.

So wünschenswert es wäre, für Verkehrsflugzeuge luftgekühlte Motoren zu haben, so scheint doch leider bis auf weiteres vorwiegend nur der wassergekühlte Motor wegen seiner größeren Betriebssicherheit und Lebensdauer, sowie seines geringeren Betriebsstoffverbrauches wegen in Frage zu kommen. Für einmotorige Verkehrsflugzeuge läßt sich mit Motoren, bei denen die Zylinder nach unten hängen, ein vorteilhafter Aufbau des Flugzeuges erzielen. Vom motortechnischen Standpunkt aus steht diesem Aufbau des Motors nichts mehr im Wege, seitdem es gelungen ist, die Schmierungen so zu verbessern, daß ein Verölen der nach unten hängenden Zylinder nicht mehr zu befürchten ist. Unbedingt zu fordern ist, daß die Motoren eine Vorrichtung haben, die es gestattet, sie vom Führersitz aus anzulassen, ohne vorher von Hand den Propeller durchdrehen zu müssen. Eine eigenartige Einrichtung hierzu hat von den deutschen Flugmotoren der Maybachmotor. Immer größere Bedeutung mit der weiteren Entwicklung des Luftverkehrs hat der Auspufftopf. Er wird auch dadurch, daß er so ausgebildet werden kann, daß er die Füllung und damit die Leistung des Motors verbessern kann, mit dazu berufen sein, die Wirtschaftlichkeit der Flugmotoren zu erhöhen; denn bei Automobilmotoren ist es bereits gelungen, eine bis 10proz. Leistungssteigerung durch entsprechende Ausbildung des Auspufftopfes zu erzielen.

Auch ist zu hoffen, daß die Untersetzungsgetriebe der Flugmotoren wesentlich betriebssicherer gebaut werden. Denn

sie werden ermöglichen, sowohl Motor wie Propeller mit den je für sie am besten geeigneten Drehzahlen laufen zu lassen.

Deutschland war, je länger der Krieg dauerte, immer mehr auf seine eigenen Hilfsmittel angewiesen, deshalb mußte es auch immer mehr dafür sorgen, daß seine Kriegsmaschinen und unter diesen der Flugmotor, immer wirtschaftlicher wurden. Dieser Umstand kommt uns jetzt im Luftverkehr zugute. Denn von den vorzugsweise für den Krieg geschaffenen Flugmotoren eignen sich verschiedene zum mindesten besser wie die unserer Gegner auch zum Antrieb von Verkehrsflugzeugen.

An die Vorträge schloß sich nachmittags noch eine Besichtigung des Deutschen Museums unter Führung des Geh. Baurats Dr. v. Miller.

Ein Ausflug nach Pullach im schönen Isartal mit gemeinsamem Essen bildete den Abschluß des Tages.

Der für den vierten Tag der Veranstaltung vorgesehene Ausflug nach Augsburg verlief in der denkbar besten Weise. Die liebenswürdigen Wirte, die Stadt Augsburg, Bayerische Rumplerwerke, Ballonfabrik Riedinger, Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, A.-G. für Bleicherei, Eberle & Co. und die Alpine Maschinenfabrik hatten nichts unterlassen, um ihren Gästen der Kürze der Zeit entsprechend all das zu geben, was die altehrwürdige Stadt Augsburg dem Deutschen zu bieten hat. Vormittags wurde die Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg besichtigt, zu welcher die Verwaltung sachkundige Führer in genügendem Maße zur Verfügung gestellt hatte. Sie entließ ihre Gäste auch erst, nachdem sie ihnen ein echt bayerisches Frühstück vorgesetzt hatte. Die sich daran anschließende Besichtigung der alten historischen Stätten der Stadt wird für alle Teilnehmer eine der schönsten Erinnerungen sein, zumal sie durch eine von der Stadt zur Verfügung gestellte Führung stattfand. Bei dem gemeinschaftlichen Mittagessen im Hotel »Drei Mohren« nahm der Oberbürgermeister Deutschenbaur Veranlassung, die Gäste in Augsburg, der Wiege der Luftfahrt, zu begrüßen. Prinz Heinrich dankte für die äußerst liebenswürdige Aufnahme. Auch Exzellenz v. Brug und Professor v. Parseval gedachten in einigen Worten der Stadt, wo sie ihre ersten Versuche im Flugzeug und Ballon aufgenommen haben.

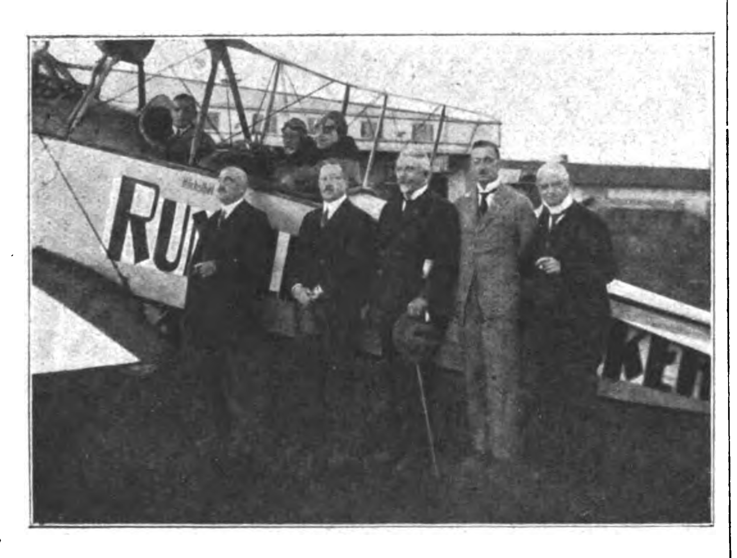


Abb. 1. Von links nach rechts: Basser, Dir. Dr. Lausterman, Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, Major Wagenführ, Dr.-Ing. Rumpler, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. Schütte, Hauptmann a. D. Krupp, Rittm. Braun, Dir. Dr. Hellman.

Der Nachmittag war einem Besuch der Bayerischen Rumplerwerke gewidmet, welche die Teilnehmer zum Kaffee eingeladen hatten. Der Generaldirektor Dr.-Ing. E. Rumpler hatte mehrere Flugzeuge bereitgestellt, auf welchen verschiedene der Teilnehmer ihre erste Luftfahrt antreten konnten. Begünstigt waren diese durch ein wundervolles Wetter.

Am Abend dieses äußerst gelungenen Tages folgten die Teilnehmer wieder einer Einladung der bereits erwähnten Gastgeber zu einem urgemütlichen Schoppen im »Grünen Haus«. Es war allen aus der Seele gesprochen, als bei dieser Gelegenheit der Geh. Reg.-Rat Dr.-Ing. Schütte und Prinz Heinrich den Gastgebern den herzlichsten Dank der Gesellschaft für diesen Tag zum Ausdruck brachten, den wohl keiner der Teilnehmer so schnell vergessen wird. Ebenso wurde von Marinebaurat Engberding dem geschäftsführenden Vorstand und dem Geschäftsführer Hauptmann Krupp der Dank der Teilnehmer für die ganze durchaus gelungene Tagung ausgesprochen.

Für den letzten Tag der Veranstaltung waren neben Besichtigungen der Bayerischen Motoren-Werke A.-G. und der Versuchsanstalt Gräfelfing Ausflüge in die nähere und weitere Umgebung Münchens vorgesehen, nach dem Walchensee, nach dem Starnbergersee, nach Feldafing und nach dem Wendelstein. Die größte Teilnehmerzahl hatte der Ausflug nach dem im bayerischen Bergland liegenden Walchensee aufzuweisen.

Der Caproni-Dreifach-Dreidecker.

Wir haben es hier mit einer Bauart zu tun, die der in der letzten Zeit von deutschen Firmen bevorzugten vollkommen widerspricht. Es sollen 100 Personen über den Ozean getragen werden. Dazu werden an einem 23 m langen Flugbootrumpf drei Dreideckerzellen angesetzt. Das Boot selbst hat von oben gesehen Stromlinienform. Es wird also nach hinten schmäler. In der Mitte sind zwei Stufen. Der Bug ist gekielt; vorne sitzt der Führer. Um auf dem Wasser ausreichende Seitenstabilität zu erzielen, hat man zwei Seitenschwimmer vorgesehen. Es fällt auf, daß die Streben, mit denen sie am Rumpf verbunden sind, im Wasser liegen. Die Fenster werden beim Anwassern wohl unbedingt geschlossen werden müssen, da sonst Spritzwasser eindringt.

Der Wunsch möglichst viele gleichartige Teile zu haben, die in Massen hergestellt werden und möglichst geringen Raum in der Halle zu beanspruchen, scheint der Vater des eigenartigen Flugwerkes zu sein. Drei Dreideckerzellen hintereinander. Wenn man den mittleren Spannturm nicht mitzählt, sind die Flächen durch sechs Stielpaare auf jeder Seite untereinander verbunden. Das erste, dritte und fünfte Stielpaar kann als Zwischenstiel betrachtet werden, da die Trag- und Gegenkabel von sich am Mittelflügel kreuzen. Insgesamt kommen 72 Flächenstreben zur Verwendung. Die Tragflügel auf jeder Seite sind untereinander auswechselbar. Es kommen auch hier sehr viele gleichartige Beschläge zur Verwendung. Eine größere Zahl von Seilen versteift die Zellen untereinander.

Ein eigentliches Leitwerk fehlt dem Ungetüm. Die Seitensteuerung wird durch Flossen und Ruder bewerkstelligt, die zwischen dem zweiten und dritten Stielpaar rechts und links, oben und unten in der hinteren Zelle liegen. Querruder sind an jedem Flügel vorhanden. Diese übernehmen auch die Rolle des Höhenruders. Zum Aufrichten werden die hinteren sechs Querruder aufwärts gedreht und die vorderen abwärts.

Die Triebwerksanlage soll größte Sicherheit gegen Notlandung gewähren. Acht 400 PS-Libertymotoren mit direktem Luftschraubenantrieb. Sie dürften wohl mehr gekostet haben als das Flugwerk. In der Mitte liegen vier Motoren hintereinander. Ihre Luftschrauben sind vierflügelig. Der Grund dazu ist nicht ersichtlich. Außerdem liegen vorne und hinten rechts und links je ein Motor in einem Seitenrumpf, der am Mittelflügel endigt (Abb. 1). Die Außenmotoren haben zweiflügelige Luftschrauben. Das Leergewicht betrug etwa 14 t, die Zuladung 10 t. Bei 715 m² Flächengröße beträgt die Flächenbelastung 39,2 kg/m². Das ist nicht allzu gering, wenn man bedenkt, daß hier sehr dünne Profile, deren Auftrieb durch Dreideckeranordnung und Hintereinanderschaltung vermindert wird, zur Verwendung kommen. Leistungsbelastung 8,75 kg/m², Spannweite 50 m, Länge über alles 23,45 m. Die Geschwindigkeit wird mit 90 km/h angegeben.

Beim Probeflug hat der Führer in niedriger Höhe Gas weggenommen und es unterlassen, das noch steigende Flugzeug vorher wagrecht zu legen. Mit abgestellten Motoren gelang es ihm durch das große Trägheitsmoment nicht, und die Maschine ist durchgesackt. Es schlug erst das hintere Teil auf das Wasser auf. Dabei ist das Vorderteil mit der ersten Zelle abgebrochen. Die Besatzung blieb am Leben. Trotzdem war die Zerstörung eine vollständige. An eine Reparatur ist nicht



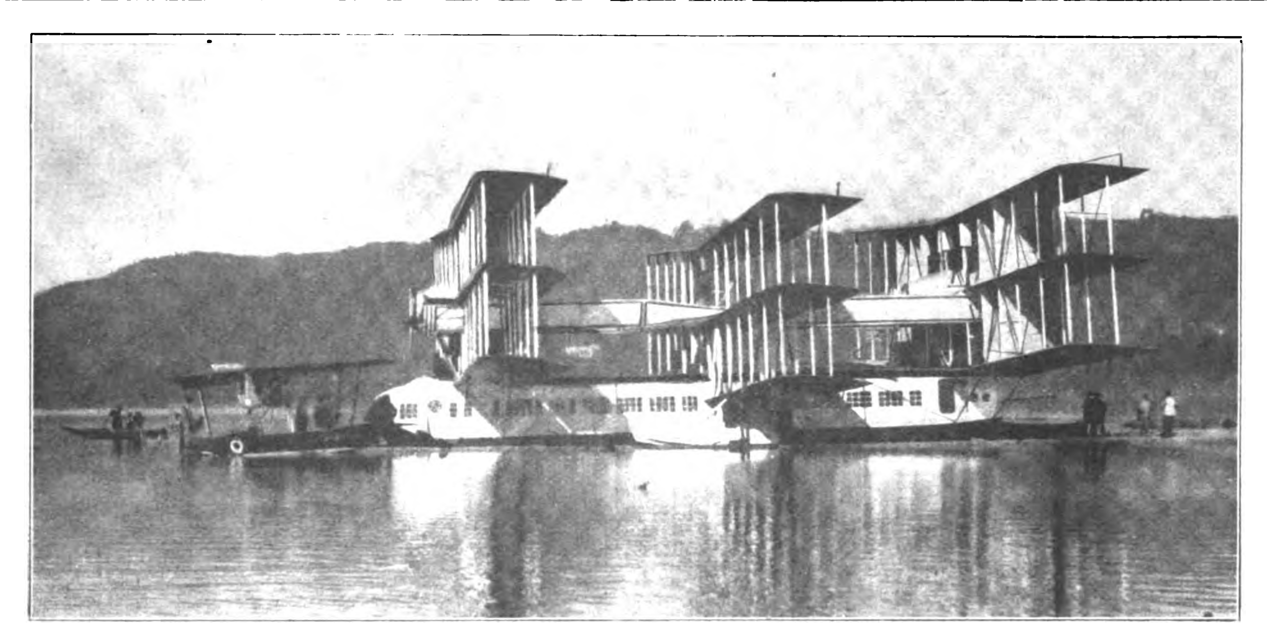


Abb. 1. Seitenansicht des Caproni-Dreifach-Dreideckers.

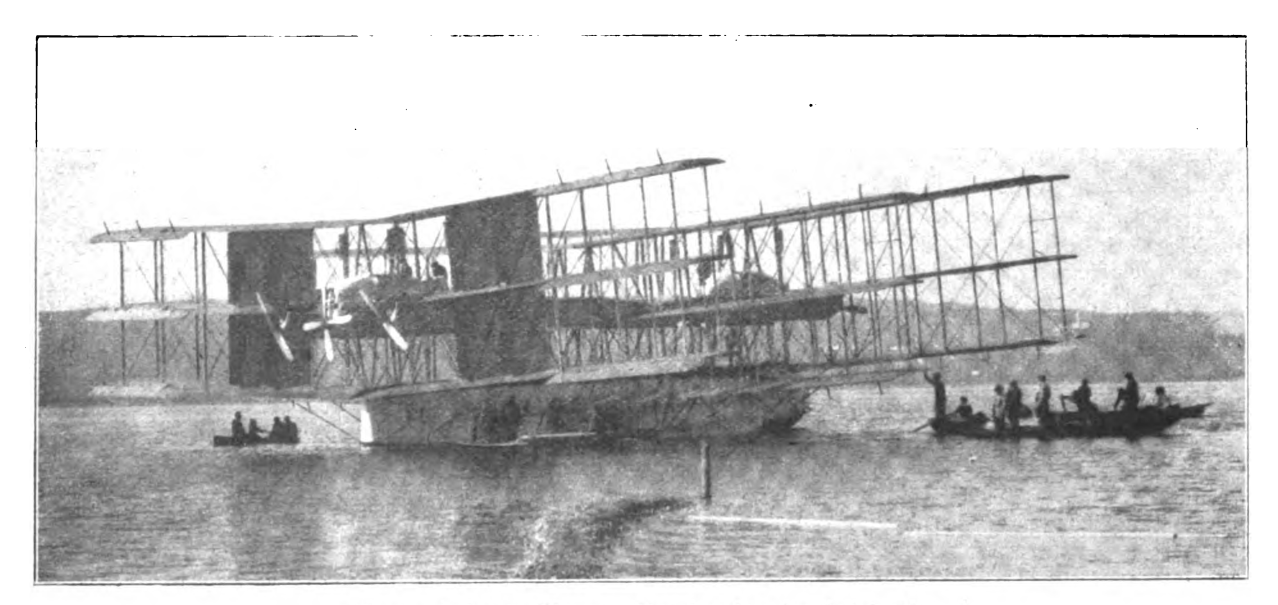


Abb. 2. Auf dem Wasser. Man beachte die Seitenruder.

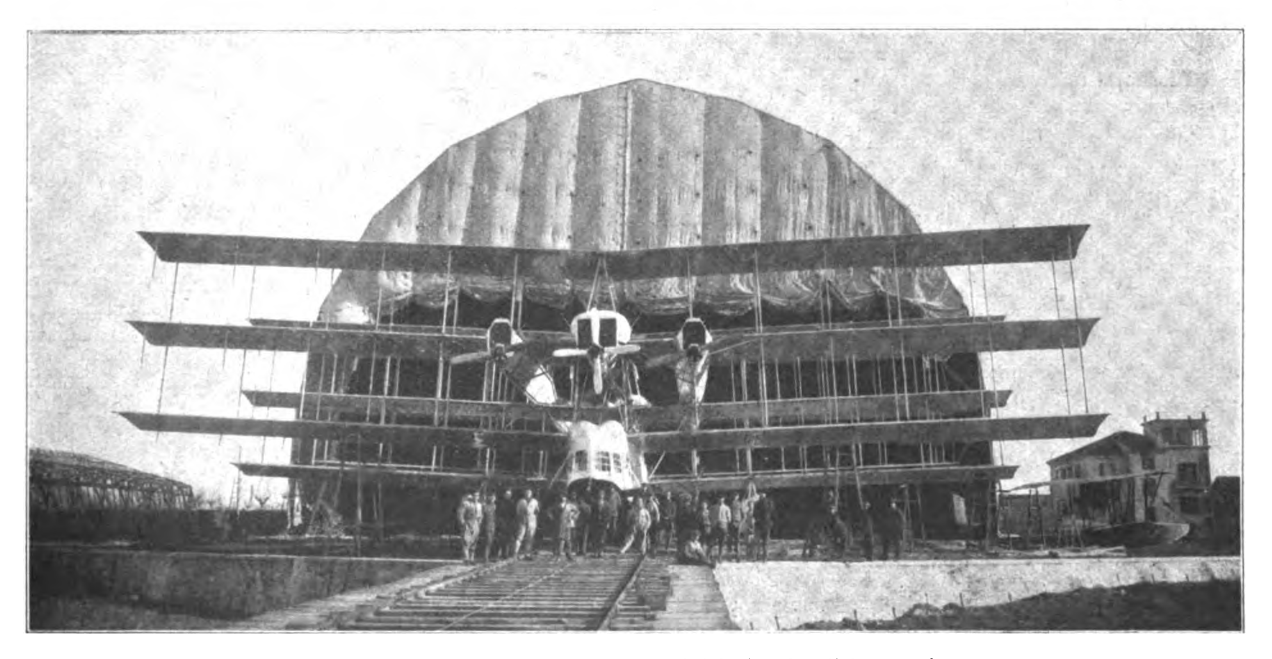


Abb. 3. Vorderansicht. Die Zahl der Stiele ist deutlich zu erkennen.

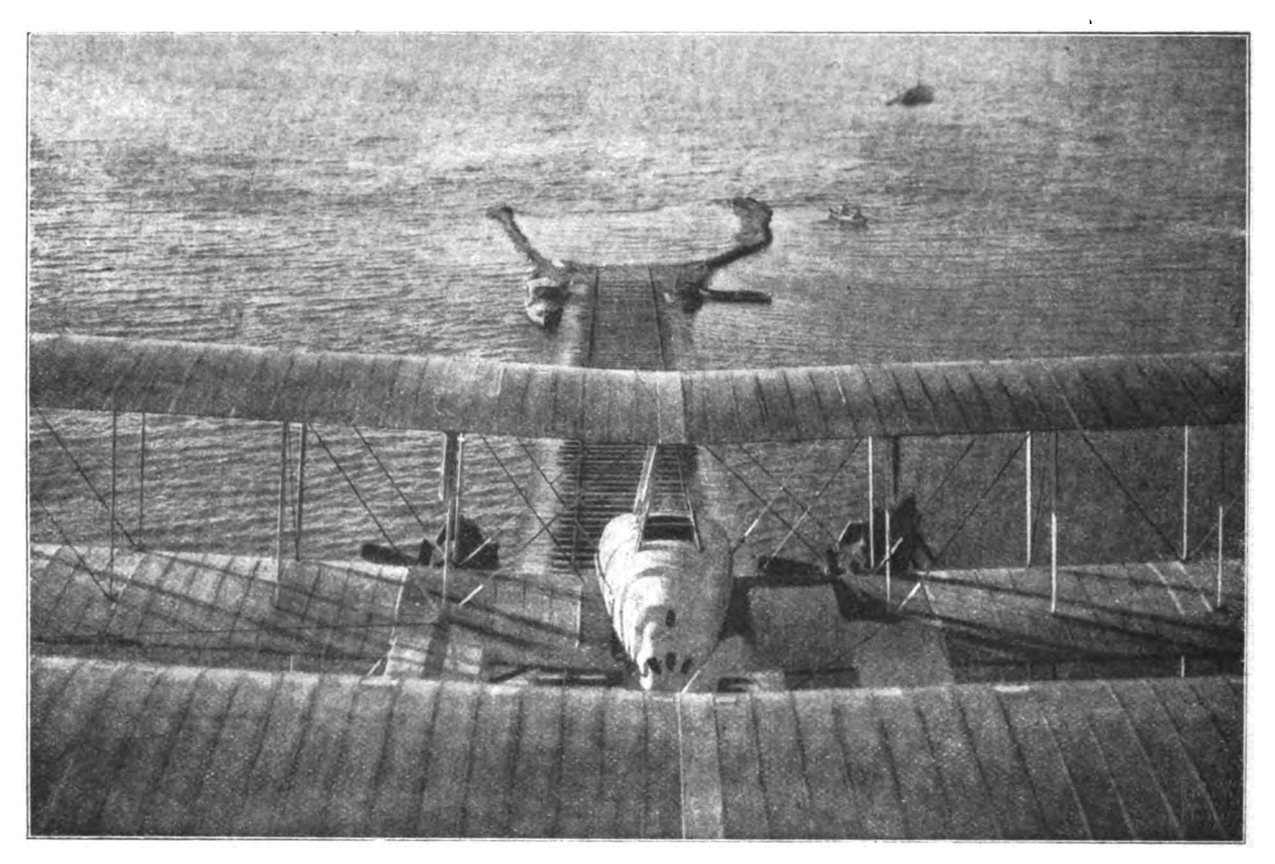


Abb. 4. Vordere Motorengondel.

zu denken. Ein Neubau scheint bei der schwierigen Lage der italienischen Flugzeugindustrie, die nach Amerika nicht ohne Erfolg auszuführen sucht, zu teuer zu sein. Caproni plant daher ein kleines dreizelliges Flugzeug, um die Versuche fortzusetzen, und Personal auszubilden.

Beschluß des Preisgerichtes im Wettbewerb um den Rumpler-Preis.

A) Zulassung zum Wettbewerb.

I. Zum Wettbewerb sind zugelassen:

1. Bewerber: Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik, Berlin-Friedenau, Kaiserallee 87/88, mit
   a) Dichteschreiber,
   b) Druckschreiber,
   c) Geschwindigkeitsschreiber.
2. Bewerber: Optische Anstalt C. P. Goerz A.-G., Berlin-Friedenau, Rheinstraße 45/46, mit
   a) Druckschreiber,
   b) Temperaturschreiber,
   c) Dichteschreiber,
   d) Geschwindigkeitsschreiber,
   e) Statoskop.

II. Außer Wettberwerb sind zugelassen:

1. Bewerber: Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik, Berlin-Friedenau, Kaiserallee 87/88, mit
   a) Statoskop.
2. Bewerber: Dipl.-Ing. Wolfgang Klemperer, Aachen, Preußenweg 68, mit
   a) Geschwindigkeitsschreiber,
   b) Druckschreiber,
   c) Staudruckschreiber.

B) Prüfung der zum und außer Wettbewerb zugelassenen Meßgeräte.

Als Prüfstelle war durch die Deutsche Luft-Sport-Kommission die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof, bestimmt.

Die Prüfungen der eingereichten Meßgeräte erfolgte nach entsprechenden Verfahren im Laboratorium und bei zahlreichen Versuchsflügen auf einem vom Preisstifter zur Verfügung gestellten Flugzeug (Bu C I).

C) Preiszuerkennung.

I. Der Preis wurde geteilt, da keine der eingereichten Meßgerätegruppen für volle Preiszuerkennung in Frage kamen.

II. Dem Bewerber
Optische Anstalt C. P. Goerz A.-G. wird ein Preis von M. 12000 (zwölftausend Mark) zuerkannt.

III. Dem Bewerber
Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik, wird ein Preis von M. 8000 (achttausend Mark) zuerkannt.

IV. Dem Bewerber außer Wettbewerb
Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik, wird für sein Statoskop die volle Anerkennung des Preisgerichtes zugesprochen.

V. Der Bewerber außer Wettbewerb
Dipl.-Ing. Wolfgang Klemperer verdient für die von ihm eingereichten Geräte lobende Erwähnung.

D) Begründung.

Im Wettbewerb:

Als besonderer Fortschritt wird der von der Optischen Anstalt C. P. Goerz A.-G. nach neuen Grundsätzen gebaute Geschwindigkeitsschreiber (Saugdruckschreiber) angesehen. Ebenso genügt das Statoskop voll den in der Ausschreibung gestellten Bedingungen. Die eingereichten Meßgeräte sind in einem Sammelkasten vereinigt, welcher durch besondere Vorrichtung von ungestörter Außenluft durchströmt werden soll. Diese Anordnung hat sich als unzulänglich erwiesen, so daß Dichte- und Temperaturschreiber wegen ungenügender Bespülung versagten.



Besonders wertvoll und aussichtsreich ist die vom Bewerber Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik, vorgeführte neue Bauart des Höhenschreibers, der sich von allen ähnlichen Geräten durch sehr geringe elastische Nachwirkung und andere günstige Eigenschaften wesentlich hervorhebt. Die benutzte Methode zur Bestimmung der Luftdichte (nach Bunsen) und die zur praktischen Durchführung der Messung im Flugzeuge verwendete eigenartige Anordnung werden, obwohl sie einwandfreie Registrierungen nicht ermöglichte, vom Preisgericht mitbewertet. Der Geschwindigkeitsschreiber hatte noch einige leichte mechanische Mängel.

Außer Wettbewerb:

Das vom Bewerber Carl Bamberg, Werkstätten für Präzisionsmechanik und Optik, eingereichte Statoskop, das wegen zu später Einlieferung nicht mehr in Wettbewerb kam, hat sich ausgezeichnet bewährt. Es ermöglicht das genaue Auffinden und Einhalten einer vor dem oder während des Fluges beliebig einzustellenden Höhe und das Wiederauffinden derselben nach längerem Verweilen in anderen höher oder tiefer gelegenen Schichten.

Das vom Bewerber Dipl.-Ing. Wolfgang Klemperer eingereichte Gerät, das besonders zur Bestimmung der Luftdichte eigene, sinnvolle Wege verfolgt (Luftdichteermittlung aus Geschwindigkeit und Staudruck), in seiner ersten Ausführung aber noch nicht allen Anforderungen genügt, findet die lobende Anerkennung des Preisgerichtes.

Das Preisgericht:
L. Prandtl.
Kurt Wegener. E. Rumpler. Hoff.

Nachsatz. In Anerkennung der von Herrn Dipl.-Ing. Wolfgang Klemperer geleisteten Arbeit und zur weiteren Unterstützung der von ihm geplanten Untersuchungen zur Ausführung eines neuen Dichteschreibers wird ihm vom Preisstifter, Herrn Dr.-Ing. E. Rumpler, eine besondere Summe von M. 3000 (dreitausend Mark) durch das Preisgericht überwiesen.

Das Ergebnis des Wettbewerbs zur Hebung der Sicherheit auf Verkehrsluftfahrten (M. 40000-Preis).

Der Wettbewerb zur Hebung der Sicherheit auf Verkehrsluftfahrten (M. 40000-Preis) ist ausgetragen. Die Beteiligung an demselben war nicht groß. Das Preisgericht hatte zwischen zwei Bewerbern und vier gemeldeten Vorrichtungen zu entscheiden. Keine der vorgeführten Vorrichtungen konnte als so überragend angesehen werden, daß die volle Preiszuerkennung am Platze gewesen wäre. Der zur Verfügung stehende Betrag wurde deshalb geteilt.

Die Wirkungsweise und Vorzüge der gemeldeten Geräte sind hierunter beschrieben. Wenn auch der Wettbewerb die weitere Hebung der Sicherheit auf Verkehrsluftfahrten nur um ein kleines Stück gefördert hat, so ist dieser Fortschritt dennoch anzuerkennen.

a) Reibungsbremse für Fallschirme.

Die Werturteile über den Fallschirm für das Verkehrsflugzeug gehen weit auseinander. Am häufigsten trifft man auf extreme Ansichten, die entweder den Fallschirm als gänzlich zwecklose, wenn nicht gefährliche Belastung verdammen oder ihn schon heute für ein unentbehrliches Sicherheitsmittel der Luftfahrt halten. Die Wahrheit scheint auch hier wie so oft in der Mitte zu liegen. Zunächst hat der Fallschirm eine Ähnlichkeit mit seinem Bruder, dem Regenschirm; er stört, so lange man ihn nicht braucht. Da der Flieger gottlob erheblich seltener in die Lage kommt, seinen Fallschirm zu benutzen als der Erdenbewohner seinen Regenschirm, so ist es dem Fallschirm verhältnismäßig schwer gemacht, seine Existenzberechtigung zu beweisen. Im Luftschiff und noch vorher im Ballon ist er schnell zum ständigen Inventar geworden, schwieriger wurde ihm die erst teilweise gelungene Eroberung des Flugzeuges. Immerhin ist erwiesen, daß auch vom Flugzeug aus der Fallschirm mit einwandfreiem Erfolg vielfach benutzt wurde. Hierbei interessieren weniger die freiwilligen Absprünge, die zu Untersuchungs- oder Vorführungszwecken ausgeführt wurden, als die vom Notfall erzwungenen Absprünge. Beim freiwilligen Absprung wird man naturgemäß in günstiger Fluglage abspringen, die dagegen keineswegs immer beim Notabsprung gegeben ist. So ist es auch zu erklären, daß beim Notabsprung Versagen des Schirmes beobachtet wurde. Im wesentlichen treten beim Absprung drei voneinander zeitlich getrennte Gefahrmomente auf. Zunächst das Freikommen des Abspringenden vom Flugkörper. Dieser Umstand verdient bei der Bauart des Flugzeuges selbst, bei der Anordnung der Sitze für Besatzung und Reisende, der Schrauben, des Leitwerks besondere Berücksichtigung. Es ist hierbei nicht zu übersehen, daß die geschlossene Kabine die Erfüllung der hier zu stellenden Forderungen erschwert, aber keinesfalls unmöglich macht. Für die Fallschirmkonstruktion muß es hier maßgebend sein, im Augenblick des Absprunges eine sofortige und vollständige Lösung des Fallschirmes vom Flugkörper zu erreichen. Es scheinen infolgedessen Konstruktionen, die keine Verbindungsleine zwischen Schirm und Flugzeug (nicht zu verwechseln mit der selbstverständlichen Verbindung von Schirmpackung und Flugzeug) aufweisen, den Vorzug zu verdienen. Derartige Zerreißleinen, die den Schirm in eine für die Entfaltung günstige Stellung bringen sollen, sind überflüssig, weil der Luftwiderstand allein diese Stellung bewirkt; sie können aber gefährlich bei stürzendem Flugzeug dadurch werden, daß die Leine nicht schnell genug zerreißt und der Schirm nicht frei kommt vom Flugzeug.

Das zweite und bedeutendste Gefahrmoment tritt bei der Öffnung des Schirmes, d. h. bei der Verzögerung des Abspringenden von der Eigengeschwindigkeit zur Landegeschwindigkeit auf. Die Landegeschwindigkeit ist eine durch die Widerstandsfähigkeit des menschlichen Körpers begrenzte Größe, die nach den vorliegenden Erfahrungen mit etwa 4 m/s angenommen werden kann. Die Eigengeschwindigkeit des Abspringenden ist abhängig von der Geschwindigkeit des Flugkörpers, aus dem der Absprung erfolgt und von der Fallgeschwindigkeit. Der freie Fallweg — vom Absprung bis zur Entfaltung des Schirmes — muß nur so lange sein, daß der Abspringende möglichst schnell aus der Gefahrzone (vgl. Gefahrmoment 1) hinauskommt und ist damit praktisch so kurz, daß die Fallgeschwindigkeit hinter der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges weit zurück bleibt. Von praktischer Bedeutung ist daher für uns nur die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges, die die Basis der Eigengeschwindigkeit des Abspringenden darstellt. Diese Eigengeschwindigkeit ist nun verschieden je nach Fluglage und Flugzeugart. In normalen Fluglagen, wie wir sie bei einem Notabsprung im allgemeinen haben werden, kann die Eigengeschwindigkeit wesentlich höher sein als im Normalfluge. Die Entwicklung der Flugzeugarten zeigt fast ausnahmslos die Neigung zur starken Geschwindigkeitssteigerung. Unsere modernen Verkehrsflugzeuge weisen heute schon Geschwindigkeiten von über 50 m/s in normaler Fluglage auf. Eine plötzliche Abbremsung von 50 m/s auf 4 m/s halten nur besonders starke Fallschirme, der menschliche Körper ganz bestimmt nicht aus. Dabei ist noch zu berücksichtigen, daß — wie bereits erwähnt — bei normalen Fluglagen mit einer weiteren Erhöhung der Geschwindigkeit gerechnet werden muß. Es muß also unbedingt ein Weg gefunden werden, dies Gewalt des Stoßes bei der Entfaltung des Schirmes abzuschwächen. Diese Notwendigkeit bleibt auch bestehn, wenn Männer der Praxis behaupten, die bisherigen Schirme hätten sich einwandfrei bewährt. Demgegenüber ist festzustellen, daß doch in der Tat Fallschirmunfälle vorgekommen sind, bei denen eine Beschädigung des Schirmes selbst erwiesen ist. Ist diese Beschädigung, wie angenommen werden darf, durch den Stoß bei der Öffnung entstanden, so erscheint es sicher, daß der abspringende Mensch bereits hierbei wesentliche, wenn nicht tödliche Verletzungen davon davongetragen hat. Selbst wenn derartige Vorgänge nicht bekannt wären, so würde das ebenfalls ein lückenhafter Beweis dafür sein, daß die bisherigen Fallschirme für Flugzeuge mit einer Eigengeschwindigkeit bis zu etwa 40 m/s genügten; nicht aber dafür, daß sie den heute zu stellenden Forderungen entsprechen.



Das dritte und harmloseste Gefahrmoment tritt uns bei der Landung entgegen. Je geringer die Landegeschwindigkeit, desto angenehmer, stoßfreier die Landung. Trotzdem empfiehlt es sich nicht, hier über das unbedingt notwendige Maß hinauszugehen, weil dies einerseits zu einer Erhöhung des Gefahrmoments 2 führen würde und außerdem eine Vergrößerung und Erschwerung des Schirmes zu bewirken wäre. Unangenehmer ist die Gefahr, nicht rechtzeitig vom Schirm freizukommen und dann mit dem vom Winde getriebenen Schirm über den Boden geschleift zu werden. Es ist deshalb vorteilhaft, wenn der Mensch nicht zu dicht unter dem Schirm hängt und damit die nötige Zeit zur Loslösung von demselben hat.

Mag man zur Fallschirmfrage stehen wie man will: darüber wird Einigkeit herrschen, daß er unzweifelhaft ein Mittel zur Erhöhung der Sicherheit im Luftverkehr darstellt, und daß er ebenfalls unzweifelhaft in seiner heutigen Form noch nicht vollendet ist und sich vornehmlich der fortschreitenden Entwicklung im Flugzeugbau selbst anpassen muß. Es ist deshalb zu begrüßen, wenn die Arbeit auch auf diesem Gebiet nicht ruht, sondern Fortschritte erstrebt, wie wir sie in zwei Neukonstruktionen der Ballonhüllen - Gesellschaft Tempelhof sehen. Beide Konstruktionen haben vornehmlich das Ziel, das Gefahrmoment 2 zu beseitigen oder doch zu mindern durch eine Abdämpfung des bei der Entfaltung des Schirmes auftretenden Stoßes. Die eine Konstruktion besteht in einem sog. Stufenfallschirm, der aus einem äußeren ringförmigen Schirm und einem inneren in der Ringöffnung angeordneten kleineren Schirm besteht. Es kommt hier bei der Öffnung nicht der Anfangsstoß auf den Gesamtschirm zur Geltung, sondern in zwei verschiedenen aufeinander folgenden Bremsvorgängen. Zunächst öffnet sich der Ringfallschirm und bremst die Fallgeschwindigkeit auf etwa 10 m/s und dann tritt der mittlere Schirm in Tätigkeit, der bis zur Landegeschwindigkeit bremst. Sehr viel einfacher, billiger und in keiner Weise nachteiliger erscheint die zweite Konstruktion, die zwischen einem gewöhnlichen Fallschirm und der Belastung eine Bremse einschaltet, die eine annähernd konstante Bremskraft ausübt und dadurch die Gewalt des Stoßes abfängt. Die Länge des Bremsweges, die aus gegebener Anfangsgeschwindigkeit und Endgeschwindigkeit zu errechnen ist, beträgt bei einer Verzögerung von 50 m/s Eigengeschwindigkeit auf 4 m/s Landegeschwindigkeit bei einer Bremsbeanspruchung von rd. 300 kg (die der menschliche Körper sicher erträgt) etwa 30 m. Die Bremse besteht aus einer beweglichen Rolle, auf der das Seil aufgerollt ist. Das Seil läuft zwischen zwei Lagern auf einem konisch geformten Bremskörper. An den beiden Lagern ist die Bremse mit den Außenleinen des Fallschirmes verbunden. Am Ende des aufgerollten Seiles befindet sich die Vorrichtung, mit der sich der Abspringende mit dem Gerät verbindet. Das Gewicht der ersten groben Konstruktion beträgt 5,9 kg. Die praktischen Versuche mit dem Gerät haben voll befriedigt. Der Fallschirmkonstrukteur hat hier der wachsenden Geschwindigkeit unserer Flugzeuge Rechnung getragen. Damit ist das Fallschirmproblem der Lösung einen bedeutenden Schritt näher gebracht.

Das Preisgericht für den Wettbewerb zur Hebung der Sicherheit auf Verkehrsluftfahrten (M. 40000-Preis) hat sich entschlossen der Reibungsbremse für Fallschirme einen Preis von M. 25000 zuzuerkennen.

b) Vorrichtung zur Messung des luftelektrischen Spannungsgefälles.

Der Luftfahrer ist auf ständige Beobachtung des Wetters angewiesen, wenn er seine Reise sicher vollenden will. Als Hilfsmittel zur Wetterbeobachtung können gelten: Barometer, Thermometer und Hygrometer. Diese Geräte können an Bord eines Luftfahrzeuges untergebracht und beobachtet werden. Die funkentelegraphische Verbindung mit Erdstationen gewährleistet ferner Mitteilungen über Veränderungen im Gesamtbild der Wetterlage.

Professor Dr. A. Wigand, Halle, hat im Wettbewerb zur Hebung der Sicherheit auf Verkehrsluftfahrten eine neue Vorrichtung vorgeführt, welche als wertvolle Ergänzung des Bestandes der Bordgeräte angesehen werden kann.

Die Vorrichtung besteht aus einem im Flugzeug und im Luftschiff erprobten Zweifadenelektrometer nach Wulf, dessen Meßempfindlichkeit und Beeinflußbarkeit durch Erschütterungen für den beabsichtigten Zweck geeignet abgeglichen ist, und aus zwei kräftigen radioaktiven Kollektoren. Der eine dieser Kollektoren hat günstige Luftwiderstandsform und wird in meßbarer Entfernung unter dem Luftfahrzeug freischwebend aufgehängt, der andere wird außen am Luftfahrzeug befestigt und ist bestimmt zum Ausgleich etwaiger Eigenladungen. Das mit beiden Kollektoren verbundene Elektrometer gibt dann den gesuchten elektrischen Spannungsunterschied zwischen dem Luftfahrzeug und einem bestimmten Luftpunkt unter ihn an.

Dieser Spannungsunterschied kann bequem laufend kontrolliert werden. Die Erkennung von Störungen des luftelektrischen Gleichgewichts bei Gewitterlage wie bei schönem Wetter und damit die Auswahl elektrisch wie auch dynamisch unbedenklicher Luftschichten wird für den Führer des Luftfahrzeuges ermöglicht. Hierin muß ein großer Vorzug erblickt werden, denn die Begleitumstände eines Gewitters gehören nicht zu den Annehmlichkeiten einer Luftreise. Das Gerät ermöglicht aber auch die Beseitigung etwa auftretender gefährlicher Eigenladungen der Luftfahrzeuge. Es sei noch bemerkt, daß in dieser Vorrichtung ein Gerät vorliegt, das auch für die rein wissenschaftliche Erforschung des elektrischen Zustandes der Atmosphäre und seiner Veränderungen unmittelbar verwendbar ist.

Das Preisgericht für den Wettbewerb zur Hebung der Sicherheit auf Verkehrsluftfahrten (M. 40000-Preis) erachtete diese Vorrichtung zur Messung des luftelektrischen Spannungsgefälles der Zuerkennung eines Preises von M. 15000 für würdig.

„Ausbildung von Ingenieuren für das Kraft- und Luft-Fahrwesen.“

Im Programm der Technischen Hochschule Aachen erscheint vom Winter-Semester 1921/22 an das Kraft- und Luftfahrwesen als besondere Wahlfachgruppe mit einem geschlossenen Lehrgang in diesem Fach. An Vorlesungen über Luftfahrwesen werden gehalten: Aerodynamik und Fluglehre (Professor v. Karman und Dr. Hopf), Einführung in den Flugzeugbau mit Konstruktionsübungen (Dipl.-Ing. Klemperer), Flugzeugstatik (Dr.-Ing. Ratzersdorfer), Aeronautische Meteorologie (Professor Polis). Außerdem sind ein aerodynamisches Praktikum im aerodynamischen Institut und Anleitung zu selbständiger Arbeit auf dem Gebiete der Flugtechnik vorgesehen.

Bücherbesprechungen.

Instrumente zur Geschwindigkeits- bzw. Volummessung gasförmiger und tropfbarflüssiger Körper. Von P. Biber. Berlin-Nikolassee 1921, Verlag der Zeitschrift für Feinmechanik. Sammlung von Abhandlungen aus dem Gebiete der Instrumentenkunde, Heft 18. Gr. 8⁰. 32 S., mit 77 Abbildungen im Text.

Aus dem reichen Inhalt des Heftchens, das den Sonderdruck einer Aufsatzreihe in der Zeitschrift für Feinmechanik darstellt und einen recht vollständigen Überblick über die Geräte zum Messen der Geschwindigkeit und Menge strömender Flüssigkeiten und Gase gibt, gehen den Luftfahrer hauptsächlich die Abschnitte über Windmesser, Mikromanometer, Fahrtmesser, Staudruckmesser und deren Einbau, nach eigenen Erfahrungen des Verfassers, an. Kleinere Mängel, z. B. bei der Erläuterung des Staudruckes, mindern nicht den Wert der im allgemeinen sehr klaren Darstellung. E.

Einführung in die theoretische Physik mit besonderer Berücksichtigung ihrer modernen Probleme. Von Dr. A. Haas, ao. Professor an der Universität, Leipzig. Zweiter Band, erste und zweite Auflage. Berlin und Leipzig 1921, Verlag: Vereinigung Wissenschaftlicher Verleger, Walter de Gruyter & Co. Gr. 8⁰. VI und 286 S., mit 30 Abbildungen im Text. Preis geheftet M. 45.—.

Der erste Band von 1919, den wir in dieser Zeitschrift, Bd. 11, Heft 5, vom 15. März 1920, S. 73, eingehend besprochen haben, hat bereits die zweite Auflage erlebt, bevor der vorliegende zweite Band erscheinen konnte. Hier haben wir als 11. bis 16. Kapitel die Anwendung der Schwingungslehre und der Atomhypothese auf die Theorie der Spektren, die Theorie der Elemente, Anwendung der Wahrscheinlichkeitsrechnung auf die statistische Betrachtung physikalischer Vorgänge, Thermodynamik von der Temperaturskala bis zur Phasenlehre und Strahlungstheorie, endlich Relativi-

täts- und Gravitationstheorie bis in die neuesten Forschungen hinein — lauter Dinge, die das Buch empfehlen, aber dem Flugtechniker ferner liegen als eine große Zahl der Betrachtungen aus dem ersten Band.

Wir müssen es uns daher versagen, auf Einzelheiten einzugehen. Es sei jedoch auf den Anhang hingewiesen, in dem der Inhalt kurz zusammengefaßt wurde, ferner auf die vortreffliche klare Darstellung der speziellen und allgemeinen Relativitätslehre. Ev.

Luftschiffahrt. Von Professor Dipl.-Ing. C. Eberhardt. Berlin und Leipzig 1921 (Sammlung Göschen), Vereinigung Wissenschaftlicher Verleger. 8⁰. 117 S. 38 Abbildungen. Preis: M. 2,10 u. 100 vH.

Der Verfasser teilt das gesamte Gebiet der »Luftfahrt« in die beiden Untergruppen »Luftschiffahrt« und »Flugtechnik«, deren erste er behandelt. Er befaßt sich demgemäß mit dem Freiballon — über Fesselballon findet sich nichts — und mit den Luftschiffen. Im wesentlichen enthält das Werk die grundsätzlichen physikalischen Formeln mit kurzer Entwicklung und Erläuterung, so, wie sie der praktische Luftschiffer und der Konstrukteur von Fahrzeugen leichter als Luft gegenwärtig haben muß. Die Bauausführung ist bei dem beschränkten Raum nur kurz gestreift. Hauptgesichtspunkte sind hervorgehoben.

Im ersten Teil »Physikalische Grundlagen« entwickelt der Verfasser, ausgehend vom archimedischen Gesetz und den Gasgesetzen, die allgemein gebräuchliche Formel für den Auftriebskoeffizienten

$$c = \frac{b}{2{,}152\,T}\left(1 - 0{,}377\,\varphi\,\frac{b_0}{b} - s\,\frac{T}{T'}\right)$$

die bisher in der Literatur kaum zu finden war.

Der zweite Teil behandelt den Freiballon, zunächst mehr summarisch die einzelnen Organe, dann im besonderen die Ballonhülle bezüglich ihrer Beanspruchung und Festigkeit. Die Gesetze des Steigens und Fallens für den prallen und unprallen Ballon werden eingehend entwickelt, da sie auch die Grundlagen für die Fahrtechnik der prallen und unprallen Luftschiffe sind.

Bei den Luftschiffen schließlich zeigt der Verfasser die Unterschiede der Systeme und ihre wesentlichen Teile und beschäftigt sich dann mit dem Schiffswiderstand und den Wirkungen der Ruder, wobei er auf die Versuche von Prandtl, Eiffel und Föppl eingeht. Es folgen kurze Abschnitte über die Bestimmung der dynamischen Steighöhe und der Geschwindigkeitsmessung, schließlich einige Angaben über die drei Schiffstypen Zeppelin, Schütte-Lanz und Parseval.

Das kleine Werk kann natürlich nur einen Abriß aus dem ganzen Gebiet der Luftschiffahrt bringen. Manche Fragen von Bedeutung sind daher nicht berührt oder in unerwünschter Kürze behandelt. Trotzdem kann es als wertvolle Bereicherung der Sammlung Göschen angesprochen werden, um so mehr, als die einschlägige Literatur arm an neuzeitlichen Werken ist. Bleistein.

Das Naturbild der neuen Physik. Von A. Haas, Berlin und Leipzig 1920, Vereinigung wissenschaftlicher Verleger, Walter de Gruyter & Co. 8⁰. 114 S. und 6 Abb. im Text. Preis M. 13.—.

Diese Schrift ist aus einer Reihe von Vorträgen hervorgegangen, die der Verfasser vor Laien in der Wiener Urania und an der Universität Leipzig gehalten hat. Sie stellt sich die Aufgabe, in leicht verständlicher Weise auch solchen Lesern eine Vorstellung von den gewaltigen Umwälzungen der letzten Jahrzehnte in der Physik zu geben, denen der dazu eigentlich erforderliche mathematische Formelapparat nicht zur Verfügung steht. Wer einmal versucht hat, Laien eine Vorstellung von dem Naturbilde zu geben, das etwa die Relativitätstheorie anstrebt, weiß, mit welchen großen Schwierigkeiten man es dabei zu tun hat, wenn auch das Interesse der Hörer noch so groß ist. Diese Aufgabe ist aber dem Verfasser in überraschend glücklicher Weise gelungen. Indem er an Vorstellungen anknüpft, die jedem gebildeten Laien bekannt sind, gibt er den schwierigen Stoff in geradezu spannender Weise und regt dadurch zum eigenen Nachdenken an, ohne doch irgendwie zur Oberflächlichkeit und Halbbildung zu verführen. Dabei tut es der Würde der Wissenschaft gewiß keinen Abbruch, wenn der Verfasser, wie er selbst sagt, alles (Tatsachen sowohl wie Namen) absichtlich verschweigt, was nicht zur Gewinnung eines anschaulichen und übersichtlichen Bildes notwendig ist. Die Lektüre des Büchleins kann daher jedem, der auch von der modernen Physik her zu einem Weltbilde kommen will, warm empfohlen werden. Es werden behandelt: die elektromagnetische Theorie des Lichtes, die Molekularstatistik, die Elektronentheorie, die Relativitätstheorie und die Quantentheorie. Durch eine Reihe von Anmerkungen, eine chronologische Übersicht über die Entwicklung, die zu den heutigen Anschauungen geführt haben sowie ein Namen- und Sachverzeichnis wird zu weiteren Studien angeregt. Fuchs.

Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren. Von H. Dechamps und K. Kutzbach. Berlin 1921. Verlag Rich. Carl Schmidt & Co. Lex.-Okt.-Format. 264 S. mit 307 Abb. im Text. Preis in Halbleinen geb. M. 80; für Mitglieder der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt ermäßigt.

Die Verfasser, von denen Dechamps mit der organisatorischen Arbeit und Oberleitung, Kutzbach mit der wissenschaftlichen Beratung in der Motorprüfstelle der Flugzeugmeisterei in Adlershof vom Juli 1917 bis Dezember 1918 betraut war, übergeben in vorliegendem Buche ihre im Kriege gemachten Erfahrungen, gewonnenen Anschauungen und Ergebnisse der Öffentlichkeit.

Im I. Hauptteile werden nach einleitenden Mitteilungen über die Entwicklung der Motorenprüfstelle der Flugzeugmeisterei Beziehungen und Grundgleichungen aufgeführt, deren genaues Studium zum Verständnis der Abhandlungen vom IV. Hauptteile an notwendig ist. Am Ende des I. Teiles sind in einer Tabelle die Motoren zusammengestellt, die bis Ende 1918 von der Motorprüfstelle der Flugzeugmeisterei untersucht worden sind.

Über Prüfeinrichtungen handelt der II. Teil, und zwar zunächst über die für Prüfungen am Stand, sodann über die Prüfeinrichtungen für Unterdruckprüfungen und zum Schluß über die für Prüfungen im Flugzeuge. Dabei werden auch die Meßgeräte besprochen, von deren Genauigkeit ja die der Prüfungsergebnisse abhängt. Den Motorprüfungen im fliegenden Flugzeuge stellten sich noch große Hindernisse entgegen, obwohl sich die Meßnabe der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt bei der Messung des Drehmoments bereits gut bewährt hat.

Der III. Hauptteil gibt durch Mitteilungen über die Prüfvorschriften, die Durchführung der Prüfungen und ihre Auswertung einen guten Einblick in die Prüfverfahren der Motorprüfstelle.

Aus dem IV. Hauptteile, in dem die Ergebnisse der allgemeinen Motorprüfungen behandelt werden, geht unter anderem hervor, daß der Flugmotor diejenige Kraftmaschine ist, die den Brennstoff am besten ausnutzt, und daß die deutschen Flugmotoren gegenüber den untersuchten ausländischen den besseren wirtschaftlichen Wirkungsgrad haben.

Die beiden folgenden Hauptteile V und VI bringen sehr wichtige Untersuchungen über die Veränderung von Leistung und Verbrauch sowie wertvolle Beiträge über Brennstofförderung und Vergaserausbildung.

Überaus wertvolle Beiträge zur Motorenkonstruktion liefert der VII. Hauptteil. Er bringt unter anderem Gewichtszusammenstellungen der neueren deutschen Höhenmotoren sowie verschiedener ausländischer zum Vergleich und interessante Betrachtungen über ähnliche Vergrößerung und Verkleinerung von Flugmotoren. Ferner enthält er eine wertvolle Zusammenstellung der Erfahrungen an Zahnradgetrieben für Flugmotoren, die für die Weiterentwicklung der Wirtschaftlichkeit der Flugmotoren von großer Bedeutung ist. Dasselbe gilt für die Mitteilungen über die Ausbildung der Auspuffsammler.

Der VIII. und letzte Teil gibt sehr interessante Rückblicke und Ausblicke, die sich besonders auf passende Motorgrößen, passende Formgebung des Motors, passende Gewichte, Betriebsanpassung und Wirtschaftlichkeit beziehen.

Schon aus dieser kurzen Inhaltsangabe ist zu entnehmen, daß es sich hier um ein Handbuch der Prüfung und Auswertung von Prüfungs- und Untersuchungsergebnissen an Verbrennungsmotoren handelt. Wenn es auch auf systematische Behandlung oder Vollständigkeit keinen Anspruch erhebt — vielmehr sind die einzelnen Abschnitte oft nur lose miteinander verknüpft, so daß sie unabhängig voneinander gelesen werden können —, so stellt es doch eine sehr wertvolle Bereicherung der Literatur über Flugmotoren und Verbrennungsmotoren überhaupt dar.

Es enthält sehr viele wichtige im Kriege an Flugmotoren gesammelte Erfahrungen. Diese werden die Motorenindustrie in Deutschland, wenn sie erst wieder von den durch unsere Gegner angelegten Fesseln befreit sein wird, mit unterstützen, bei der Ausbildung der für die Verkehrsflugzeuge erforderlichen wirtschaftlichen Motoren die richtigen Wege zu finden.

Das Buch ist der I. Teil des VI. Bandes des Handbuches der Flugzeugkunde, welches von Major Wagenführ, dem Kommandeur der Flugzeugmeisterei, herausgegeben wird. K. Grulich.

Der Friedensvertrag und Deutschlands Stellung in der Weltwirtschaft. Mit Beiträgen verschiedener bekannter Wirtschaftler. Berlin 1921, Verlag von Julius Springer. 224 S.

Das Buch schildert in außerordentlich übersichtlicher Weise in einzelnen Aufsätzen den Einfluß des Friedensvertrages auf die deutsche Wirtschaft.

Hier interessiert besonders der Abschnitt: »Der Friedensvertrag und der Luftverkehr« von Staatssekretär a. D. August Euler. Der Verfasser weist aus dem Wesen der Luftfahrt nach, daß ein internationaler Luftverkehr, der auch von den Ententestaaten gewünscht wird, nur möglich ist, wenn Deutschland hieran mitarbeitet. Dem entspricht der Inhalt des Friedensvertrages, indem er dem zivilen Luftverkehr in Deutschland im Gegensatz zu dem militärischen nicht zu starke Fesseln auferlegt. Leider hat die Entente sich später in verschiedenen Noten über den Inhalt des Friedensvertrages völlig hinweggesetzt, indem sie insbesondere das Bauverbot, auf zivile Luftfahrzeuge ausdehnte und verlängerte und eine weitere Beschränkung der zivilen Luftfahrt dadurch ankündigte, daß sie Be-

griffsbestimmungen für die Unterscheidung der zivilen von der militärischen Luftfahrt vorschreiben will. Döring.

Rendiconti dell' Istituto Sperimentale Aeronautico. Jahrg. 9, zweite Reihe, Nr. 2 vom 15. Mai 1921. Rom.

Das zweite Heft der Rendiconti (vgl. die Besprechung ZFM, Heft 12, S. 183) enthält drei Aufsätze:

A. Rota leitet »die Sicherheitzahl der Flugzeuge, abhängig von ihren Abmessungen und ihren mechanischen Eigenschaften« aus Ähnlichkeitsbetrachtungen ab und findet zwei Verhältniswerte, deren Anwachsen höhere Sicherheit bedingt, im Einklang mit einer Auftragung der italienischen Flugzeuge und ihrer erfahrungsmäßigen Sicherheitzahlen. Welcher von den beiden Werten den stärkeren Einfluß hat, läßt sich auf Grund dieser erfahrungsmäßigen Sicherheiten, und weil die beiden Größen einander nahezu proportional sind, nicht entscheiden. Wohl aber zeigen die Darstellungen, daß das französische Verfahren, die Bausicherheit nach dem Widerstandsbeiwert zu bemessen, nicht eindeutig ist.

L. Biondi teilt nach einer Kritik der Coffinschen Barometerkapsel zum Ausgleich der Staufehler Messungen des statischen Unterdrucks im Flugzeug mit, den er durch Vergleich der Drücke in ruhenden bzw. fliegenden Wärmeschutzgefäßen findet. Besonders wichtig ist, daß der Staufehler am Spritzbrett des Führers, also gerade da, wo die Instrumente angebracht zu werden pflegen, am größten gefunden wurde!

Endlich gibt E. Pistolesi im Anschluß an die Treibschraubentheorie von De Bothezat einen Überblick über »die verschiedenen Betriebszustände der Schraube«, weist durch Überlegungen die Notwendigkeit eines unstabilen Bereiches für kleine negative Fortschrittsgrade bei beschränkter Drehzahl nach und belegt seine Schlüsse, die vor allem für die Sicherheit des Absteigens mit Hubschraubern wichtig sind, an Versuchen von Costanzi. E.

Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. Unter Mitwirkung von Dr.-Ing. C. Wieselsberger und Dipl.-Ing. Dr. phil. A. Betz herausgegeben von Dr.-Ing. Dr. L. Prandtl, Professor an der Universität Göttingen. I. Lieferung, mit einer Beschreibung der Anstalt und ihrer Einrichtungen und einer Einführung in die Lehre vom Luftwiderstand. München und Berlin 1921, R. Oldenbourg. Gr.-8⁰. IV und 140 S., 291 Abb. und 2 Taf. Preis geh. M. 40.—.

»In den ‚Ergebnissen der Aerodynamischen Versuchsanstalt' .... sollen in zwangloser Folge .... die wichtigsten Resultate der Göttinger Anstalt der Fachwelt in bequemerer Weise zugänglich gemacht werden als dies bisher der Fall war, wo sie in kleinen ‚Mitteilungen' in der Zeitschrift für Flugtechnik und — im Kriege — in den Technischen Berichten der Flugzeugmeisterei erschienen sind.« So wird im Vorwort der Plan des neuen Sammelwerkes dargelegt, von dem die erste Lieferung uns vorliegt, die zweite vorbereitet wird, aber »nicht vor Ablauf eines Jahres« erscheinen kann, »da noch eine große Reihe bisher unausgeführter Versuche darin Platz finden soll.«

So sehr sich freut, wer das vortrefflich ausgestattete Werk in der Hand hält und durchblättert, so sehr bedauert man es vom selbstsüchtigen Standpunkt eines Lesers dieser Zeitschrift, Göttingens Berichte nun nicht mehr regelmäßig und kostenlos geliefert zu bekommen. Anderseits ist es zu begrüßen, daß die geschichtliche Entwicklung der Anstalt, die ausführliche Beschreibung der Versuchsanlagen mit sämtlichen Hilfseinrichtungen, durch zahlreiche Abbildungen erläutert, eine Übersicht über die bisherigen einschlägigen Arbeiten Prandtls, seiner Schüler und Mitarbeiter, endlich eine »Einführung in die Lehre vom Luftwiderstand«, soweit sie zum Verständnis der Modellmessungen nötig ist, und eine Beschreibung der Versuchstechnik in einem Bande gesammelt sind.

Den wertvollsten Teil, der das Buch unentbehrlich macht, bilden die Ergebnisse neuer Versuche, die bisher nicht veröffentlicht wurden, sich aber an frühere Messungen anschließen und diese hier und da, wo sie infolge der Kriegshast dessen bedurften, berichtigen und ergänzen: Zunächst weitere versuchsmäßige Bestätigung der Umrechnungsformeln auf geänderte Spannweite infolge des Randwiderstandes. Sodann der Einfluß des Kennwertes, Längenabmessung mal Geschwindigkeit, den Göttingen in mm · m/s anzugeben pflegt, auf die Luftkräfte von Tragflügeln, die zum Erreichen großer Kennwerte teilweise 0,6 m Tiefe aufweisen und daher durch besonders ausgebildete Wände, wie sie ähnlich schon früher zum Herstellen ebener Strömung verwendet wurden, begrenzt werden mußten, aber infolge ihres Einflusses auf den Meßwind doch noch eine erhebliche Randwirkung aufweisen. Drittens der geringe Einfluß des Flügelumrisses und die ungünstige Wirkung der Flügelverwindung mit Anstellwinkelabnahme nach außen, durch die eine elliptische Auftriebsverteilung erzwungen werden konnte, auf den höchsten Auftrieb. Weiter der Nachweis, daß Aufrauhen der Druckseite in jeder Beziehung ungünstig ist; dabei wird die kielförmige Grenzschicht an der Druckseite infolge der Rauhigkeit auch durch entsprechende Verdickung des Profiles nachgeahmt.

Die folgenden 41 Seiten bringen neue Flügelprofiluntersuchungen, teilweise planmäßige Versuchsreihen, die das »Abknicken« des Profiles an der Vorder- oder Hinterseite, letzteres etwa wie beim Querruder, den Einfluß von Änderungen der Saugseite, eines Ansatzes am Kopf usw. klären. Die gegenseitige Beeinflussung von Tragflügel und Luftschraube bei Anordnung vor- und hinter-, über- und untereinander in verschiedenen Abständen wird an einer großen Reihe von Polarkurven erläutert und die Änderungen des Flügelwiderstandes wie des Schraubenschubs aus dem jeweiligen Strömungsbild erklärt. Es folgt eine kurze Meßreihe an verschiedenen Höhenlagen der Tragflügel zum Rumpf. Dann Untersuchungen über den Reibungswiderstand an Stoffen im natürlichen, abgesengten, dreimal und sechsmal getränkten Zustande, wobei der Formwiderstand geistreich berücksichtigt wird. Das Ähnlichkeitsgesetz gilt nicht für starke Unebenheiten, weil diese eben unähnlich sind. Die Reibungsbeiwerte bleiben größer als bei anderweiten Messungen im Wasser oder an Glasplatten. Ähnliches zeigen Widerstandsmessungen an symmetrischen Profilen, wie sie für Leitwerke verwendet werden; hier wird der erhebliche Einfluß günstiger Gestaltung betont. Den Schluß bildet die Untersuchung von fünf Flugzeugschwimmern in verschiedenen Anstellungen und Drehungen; die Schwimmermomente ergeben sich als unwesentlich. Weitere Messungen an einem Wasserflugzeugmodell werden angekündigt.

Solcher Fülle gegenüber wäre jede Kritik Anmassung. Nur zwei Wünsche mögen vergönnt sein: ein nebensächlicher, daß bei späteren Lieferungen die Abbildungen Unterschriften erhalten, die ohne Vergleichen mit dem Text erkennen lassen, auf welchen Meßfall sie sich beziehen, und ein wichtigerer, daß die Göttinger Anstalt uns nicht bis zur Lieferung im nächsten Jahr warten läßt, sondern weiterhin wenigstens die Art und das Hauptergebnis ihrer Forschungen den Lesern dieser Zeitschrift laufend mitteilt. Everling.

Das zeichnerische Integrieren mit dem Integranten nach leicht verständlichen und für den praktischen Gebrauch bestimmten Regeln. Von Dipl.-Ing. Hermann Naatz und Ernst W. Blochmann, Oberingenieur. München und Berlin 1921, Verlag R. Oldenbourg. 8⁰. 61 S. 46 Abb. i. Text. Kart. M. 12.

Der Integrant wird in seiner Konstruktion und Anwendung beschrieben und an Hand von etwa 25 Aufgaben aus verschiedenen Gebieten seine Leistungsfähigkeit gezeigt. Die Darstellung ist klar; die Vorzüge des Instrumentes sind überzeugend geschildert. Aber selbst vielen, die es trotzdem vorziehen, weiter mit dem Integrator zu arbeiten, dürfte das Werk durch seine reichhaltigen, geschickt aus der Praxis gegriffenen Beispielen, willkommen sein.

Die Verfasser des Buches schildern den Integranten in zwei Ausführungsformen, und zwar als Rahmen- und als Winkelinstrument. Das Winkelinstrument besteht nur aus zwei um einen Punkt drehbaren Schenkeln mit Zentimeterteilung zur Kennzeichnung der Polweiten. Auch das Rahmeninstrument ist äußerst einfach. Nach einer Anweisung für die Handhabung des Instrumentes wird der mathematische Beweis für die Richtigkeit seines Funktionierens gegeben. Es folgen sodann unmittelbar die Anwendungsbeispiele, von denen einige, die sich durch besonders elegante Lösungen auszeichnen, hervorgehoben werden sollen. Überall ist die Arbeit mit dem Integranten der mit dem Planimeter oder Integrator an Schnelligkeit überlegen. In der Genauigkeit sollen die Instrumente etwa gleichwertig sein.

Unter den einfachen Aufgaben werden die der Flächenteilung und der Schwerpunktsbestimmungen ohne jede Rechnung zum Ziele geführt. Bei der Bestimmung von Trägheitsmomenten ist erst zum Schlusse eine einfache Umrechnung erforderlich, um aus der gefundenen Ordinatenlänge die gesuchte Größe zu gewinnen. Selbst kompliziertere Aufgaben, wie Bestimmung der elastischen Linie und Stabilitätsermittlung für Schiffe lassen sich in der dargestellten Art mit einem Minimum an Rechnung erledigen.

Der Hauptwert des Werkes liegt zweifellos darin, daß gezeigt wird, wie der Ingenieur gewisse Aufgaben praktisch mit geringstem Arbeitsaufwand lösen kann. Bleistein.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Adressenänderungen:

Professor Madelung, Münster i. W., Lancystr. 49.
Major Zimmer-Vorhaus, Breslau 2, Palmstr. 28.
Sächs. Verein für Luftfahrt, Dresden, Seestr. 14.
Walter Friedensburg, Berlin W 15, Knesebeckstr. 54/55.
Karl Christmann, Frankfurt a. M., Söilpalast 123.
Dipl.-Ing. Hoffmann, Automobil- und Aviatik A.-G., Leipzig-Schönefeld.
Dir. W. Bleistein, Königswusterhausen, Bahnhofstraße.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Das „Luft-Derby" um die Welt findet nicht statt. Der Aero-Club von Amerika teilt uns unterm 6. Juli mit, daß das »Luft-Derby« um die Welt dieses Jahr nicht organisiert wird. Es ist beschlossen worden, eine günstigere Zeit abzuwarten. (Flugsport, 3. August 1921.) **21/32. 8.**

Gewinner des Aerial-Derbys vom 17. Juli war J. H. James, der die 200 Meilen lange Strecke in einer Stunde 13 Min. 28 Sek. (etwa 263 km-Stundengeschwindigkeit) durchflog. James flog ein Mars-I-Flugzeug mit 450 PS Napier-Motor.

Im Oxford-Cambridge-Universitätsflug siegte Cambridge mit W. S. Philcox in einer Stunde 9 Min. 20 Sek., oder 118,5 Meilen-Stunden (etwa 190 km-Stundengeschwindigkeit). (Times, London, 18. 7. 21.) **21/33. 7.**

Weltluftverkehr.

Eine neue Luftlinie zwischen Palästina und Mesopotamien wurde nach einer Mitteilung des britischen Luftministeriums kürzlich eröffnet. Die Linie hat Anschluß an den bereits bestehenden Luftverkehr Kairo—Ramleh und zerfällt in folgende Abschnitte:

Ramleh—Amman	101 km
Amman—Kasrazrak	88 »
Kasrazrak—Ramadie	643 »
Ramadie—Bagdad	96 »
zusammen	928 km

(Aeronautics, London, 30. 6. 21.) **21/32. 6.**

Die F. A. J. (Fédération Aéronautique Internationale) wird einer Havas-Meldung zufolge im Oktober ds. Js. in Madrid eine Zusammenkunft abhalten. (Veu de Catalunya, Barcelona, 11. 8. 21.) **21/34. 4.**

Deutschland.

Statistik der Postflüge des Rumpler-Luftverkehr auf der Strecke Augsburg—München—Fürth/Nürnberg—Leipzig—Berlin im Monat August 1921.

Flug-Strecke	Anz. d. vorgesehenen Flüge	Planmäßige km	Geflogene km	Durchschnittl. Flugzeit h min	Anz. d. Passagiere	Beförderte Post kg	Zuverlässigkeit in vH
Berlin Leipzig	31	4650	4390	1 —	36	30	94,5
Leipzig Berlin	31	4650	4200	1 15	26	25	90,5
Augsburg München Fürth/Nbg.	31	6386	6180	1 50	58	30	97
Fürth/Nbg. Leipzig	31	7068	6612	2 —	12	30	93,5
Leipzig Fürth/Nbg.	31	7068	6366	2 20	26	25	90
Fürth/Nbg. München Augsburg	31	6386	5900	1 50	70	30	92,5

Wetterdienststelle Fürth. Ende April wurde auf dem Flugplatz Fürth i. B. von der bayer. Landeswetterwarte eine Wetterdienststelle eingerichtet als spezielle Flugwetterwarte.

Diese versieht durch telephonische Übermittlung die Flugplätze Leipzig und München (Oberwiesenfeld) mit allen notwendigen Nachrichten. Außerdem werden ihre Beobachtungen zweimal täglich 0905 und 1440 von der Postfunkleitstelle München verbreitet. **21/32. 2.**

Abstempelung eingegangener Flugpostsendungen. Vom 10. August an erhalten alle Flugpostsendungen von dem Postamt, bei dem ihre Flugbeförderung planmäßig endet, einen auffallenden Stempelabdruck mit dem Wortlaut »Mit Luftpost befördert (Bezeichnung des Flugpostamts)«. Der Stempel soll Gewißheit darüber geben, daß die Flugbeförderung tatsächlich stattgefunden hat, und dazu beitragen, auf die Flugposteinrichtungen und ihre großen Vorteile bei sehr niedrigen Fluggebühren in weiteren Kreisen der Verkehrswelt hinzuweisen. (Flugsport, 3. August 1921.) **21/32. 4.**

Flugpreise des Lloyd-Ostflug auf der Strecke Berlin—Riga:

Berlin—Riga	M. 1950
Berlin—Kowno	» 1465
Berlin—Königsberg	» 975
Berlin—Danzig	» 900
Berlin—Stettin	» 225
Stettin—Riga	» 1870
Stettin—Kowno	» 1380
Stettin—Königsberg	» 890
Stettin—Danzig	» 690
Danzig—Riga	» 990
Danzig—Kowno	» 730
Danzig—Königsberg	» 240
Königsberg—Riga	» 750
Königsberg—Kowno	» 490
Kowno—Riga	» 400

21/33. 3.

England.

Die Luftschiffsfrage beurteilt Manchester Guardian Weekly wie folgt: »Mit den Luftschiffen steht es schlecht. Die Admiralität hat sie ein für allemal für maritime Zwecke verworfen und das Luftministerium, das keine ernsthafte Verwendung dafür hat, gibt so wenig Geld für die Verankerungsversuche in Pulham aus, daß R 36 mangels einer leistungsfähigen Verholeinrichtung schwer beschädigt wurde. Da das Luftministerium nur ängstlich darauf bedacht ist, die Luftschiffe so schnell wie möglich loszuwerden, und sie aller Wahrscheinlichkeit nach noch Ende dieses Monats an den Disposals Board abgibt, ist es erklärlich, daß es ihm widerstrebt, für einige Wochen noch Ausgaben für neue Maschinen zu machen. Aber das Fehlen von Maschinenanlagen und der vorgekommene Unfall werden private Unternehmer nicht ermutigen, die britischen Luftschiffe zu übernehmen und sie zu Handelszwecken in Dienst zu stellen, was bis Ende dieses Monats noch möglich ist. Bis jetzt hat sich, trotz des Angebotes des Ministeriums, die Luftschiffe, Material und Schuppen unentgeltlich zur Verfügung zu stellen, noch kein privater Konzern erboten, selbst unter derartigen Bedingungen der Regierung, das Risiko eines Handels-Luftschiffsdienstes zu übernehmen. Die Schwierigkeiten liegen in der Unfallgefahr der Luftschiffe, in der vollständigen Unsicherheit der Rentabilität eines Handels-Luftschiffsdienstes und in der Konkurrenz, wenigstens auf den Landstrecken, durch das Flugzeug. Schon vor dem Kriege wurden in Deutschland einträgliche Vergnügungsfahrten mit Luftschiffen unternommen; das gleiche würde auch hierzulande im Verkehr mit dem Kontinent für eine Zeitlang der Fall sein, die Flugpreise würden aber zu hoch werden. Der Vorzug der Luftschiffe vor dem Flugzeug liegt in ihrer Fähigkeit, große Entfernungen in ununterbrochenen Tagereisen zurückzulegen; um sich bezahlt zu machen, verlangen sie einen dauernden planmäßigen Dienst mit Post und Fahrgästen zu hohen Beförderungspreisen. Der Versuch würde in der Tat äußerst spekulativ sein, und so bedauerlich es auch sein mag, so ist es doch nicht weiter erstaunlich, daß ihn niemand unternehmen will. Wäre die Regierung in der Lage gewesen, seit Beendigung des Krieges eine Zeitlang eins oder zwei der Schiffe mit Post als Glieder der Postverwaltung in Dienst zu nehmen, so würde die Handelswelt die nötigen vertrauenswürdigen Erfahrungsdaten gehabt haben, nach denen sie sich richten könnte.« (Manchester Guardian Weekly, 8. 7. 21.) **21/32. 9.**

Hedschas.

Zur Bildung der Scherifischen Luftstreitkräfte hat das Königreich Hedschas von der Britischen Regierung vier Flugzeuge angekauft. ein früherer englischer Fliegeroffizier bringt die Fahrzeuge nach Jedda. (Times, London, 29. 7. 21.) **21/33. 17.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Praktischer Lehrgang der Luftnavigation. (Ein Lehrbuch, erscheint im Rahmen der Zeitschrift. Hier wird der Inhalt angegeben und Besonderheiten ausführlicher berichtet):

I. Zweck der Navigation. Flugwege: Größter Kreis und Loxodrome, die »Grundlage der Navigation«. Karten: nach Mercator, Luftfahrerkarten mit km-Teilung, »Normalkarten« für die Luftfahrt 1:200000; Karten nach Hilleret in Zentralprojektion sind orthodromisch, die großen Kreise sind gerade Linien; Givry-Korrektion für den großen Kreis auf Mercatorkarten; Weltkarten in Zentralprojektion auf kleinen Blättern; Karten für Nachtflüge von Hébrard und Robbe.

Verwendung. Färbung der Höhenstufen, Pfeile der magnetischen Mißweisung.

II. Kompaß, Kurs. Beschreibung des Kompasses. Flüssigkeitsfüllung zum Dämpfen von Schwingungen gibt Schleppfehler; Anforderungen. Kurshalten und Fliegerausbildung. Einbau des Kompasses, Kompensieren. Mißweisung, Abweichung, Kursberichtigung. Zusammenwirken des magnetischen Erdfeldes mit dem dauernden und veränderlichen Feld im Flugzeug; Verfahren beim Kompensieren: a) Steuer in gewöhnlicher Lage, alle Teile an ihrem Platz, Berichtigen des Aufstellungsfehlers nach dem Mittelwert der Ablenkung beim Einstellen auf die 4 Hauptkurse; b) Einführen der Ausgleichmagnete, bis die Ablenkung auf N- und E-Kurs verschwunden ist, Verstellen der Magnete, bis die verbliebene Ablenkung auf S- und W-Kurs die Hälfte geworden ist; Aufzeichnen der endgültigen Ablenkungen auf den Haupt- und Zwischenkursen. Ausgleich der senkrechten Komponente im allgemeinen nicht nötig. Ablenkungsreste auf den Zwischenkursen vom veränderlichen Magnetismus; wenn größer als 3 bis 5°/m gleiche man mit weichem Eisen aus.

III. Gissung aus Zeit, Geschwindigkeit über Grund und wahrer Flugrichtung. Durch ungenaues Kurshalten, Kompaßfehler und Windänderung ist diese Ortsbestimmung nur angenähert richtig. Windeinfluß, Geschwindigkeitsdreieck. Abdrängungswinkel, der Abtrift von U-Booten, nicht der von Schiffen vergleichbar. Bestimmung des Steuerwinkels z. B. mit dem »Rechenkreis«, dem »Christmas-Derivometer«, den Geräten von Dunoyer, Leroy, Cayla usw. Für den Rückflug ist der Steuerwinkel entgegengesetzt gleich. Windbestimmung während des Fluges aus der Abdrängung; um aus dem Abdrängungswinkel den Steuerwinkel zu erhalten, berichtigt man jenen schrittweise. Zum Bestimmen des Ortes trägt man die betreffende Strecke auf der Karte ab, auf der man auch den Kurs zwischen zwei Orten bestimmen kann, oder man rechnet mit Formeln der sphärischen Trigonometrie. Eigengeschwindigkeit mit den üblichen Geräten, bei Luftschiffen auch aus dem Gang der Motoren, auf Grund einer Eichung; der Geschwindigkeit über Grund durch Abstoppen des Überfliegens zweier Punkte oder durch Anvisieren eines Punktes z. B. mit dem Kinemometer, das etwa unter 45° nach vorn und senkrecht nach unten zu peilen gestattet; die Zeit wird gestoppt. Der Kinemograph von Le Prieur zeichnet den Flugweg abhängig von Azimut eines angepeilten Gegenstands auf.

Den Abdrängungswinkel gibt das Kinemo-Derivometer augenblicklich aus der Verschiebung eines Erdpunktes längs eines wagerechten Fadens, der Derivograph von Le Prieur (21/6. 49) aus einer Aufzeichnung. Fällt die Reiserichtung mit einer Linie am Boden zusammen, so steuert man so, daß man längs der gewünschten Richtung abgedrängt wird, und mißt den Winkelunterschied, oder man peilt einen vorher überflogenen Punkt an; für seitwärts liegende Punkte zeichnerische Berichtigung. Vervollständigen des Geschwindigkeitsdreiecks gibt den Wind. Zur Windmessung mit Luftschiffen steuert man einen Kreis und mißt die Verschiebung, oder man fährt so, daß man über einem Punkt stehen bleibt, oder man bestimmt die Steuerwinkel auf verschiedenen Kursen und wertet mit dem Navigraphen von Le Prieur bzw. mit einem anderen Gerät aus. — (Fortsetzung folgt.) L. Hébrard und A. B. Duval, Traité pratique de navigation aérienne, L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 21 bis 25, Februar—Juni 1921, S. 81/86, 121/125, 161/163, 201/205, 241/244 (41 Sp., 38 Skizz., 2 Zahlentaf.). E. **21/33. 24.**

Flugerfahrung. Versuchs-Nachtflüge der amerikanischen Flugversuchsabteilung (Flight Test Section) in McCook Field. Übungs-Nachtflüge ebenda am 24. u. 25. Febr. u. 27. Mai ds. Js. zur Wertung von Bord- und Landelichtern; Erfahrungen über Auspuffleuchten und Lichtreflexe an Luftschrauben. Benutzte Flugzeuge: Curtiss-JN-4H, USXB-1-Doppeldecker (umgebauter Bristol-»Fighter«, vgl. 21/20. 42. D. Ber.) und Glenn-Martin Bomben-Zweimotorenflugzeug (vgl. Flugarchiv 2910, ZFM 1920, S. 230).

Elektrische Bordscheinwerfer mit senkrecht geripptem Glas besser als mit wagrecht geripptem. Wenn Lichtreflexe auf der Luftschraube zu erwarten, weinroter Luftschraubenanstrich sehr günstig. Bordlichter besonders im Hinblick auf Größe und Kraftverbrauch noch sehr unzureichend. Am besten, wenn der eng gebündelte Lichtkegel schräg nach vorn gerichtet und gegen die Luftschraube gut abgeblendet ist. Bei Zugschraubenflugzeugen kleine, aber starke Scheinwerfer in die Flügelvorderkanten einbauen. Vorteilhaft wäre dabei auch Einstellbarkeit vom Führersitz aus. Ein 35 A-Kugelscheinwerfer hat befriedigt. Magnesiumfackeln an den Flügelenden sehr unzuverlässig, gefährlich (Brandgefahr beim Bruch) und unzureichend. Es müssen dafür unbedingt zuverlässige elektrische Landelichter entwickelt werden. Bei den Probeflügen versagte die Hälfte der Magnesium-Leuchtfeuer. Beleuchtung der Bordgeräte bisher noch nicht einwandfrei durchgebildet. Außerhalb des Rumpfes liegende Anzeigegeräte, besonders die von Zweimotoren-Flugzeugen, sind nachts meist nicht zu erkennen. Leuchtende Anstriche dabei unzureichend. Solche Bordgeräte müßten von innen heraus erleuchtet sein, und zwar für Kriegsflugzeuge durch Druckknopfschaltung, um jedes verräterische Licht zu vermeiden. Anordnung der Bordgeräte vielfach noch recht unbequem. Geschwindigkeitsmesser (Staudruckmesser) sollten gut sichtbar angebracht werden. Die Leuchtfarbenanstriche müssen häufig erneuert werden. Kompaß so unterbringen, daß er möglichst wenig abgelenkt wird. Zu empfehlen ist der Sperry-Marinekompaß. Empfehlenswert sind leuchtende Anstriche an Höhengashebeln, Gasdrosselrasten usw. Auspufftöpfe zur Flammendämpfung für Feindflüge äußerst wesentlich. Die Anordnung beim USXB-1 sehr befriedigend: Auspuff bleibt auch bei Vollgas schwarz, keine Flammen an den Rohrstutzen. Bei Flugzeugen mit Liberty-Motor Rohrenden beinahe weißglühend und lange Flammen in den Auspuffgasen. Das blendet auch die Besatzung. Versuche mit Fallschirm-Leuchtfeuern (Leucht-Fallschirme) verliefen infolge häufiger Vergaser sehr unbefriedigend. Leucht-Fallschirme für Nachtlandungen von außerordentlich hohem Wert, sollten noch vervollkommnet werden. Größere Wirksamkeit, Zuverlässigkeit und geringeres Gewicht als der französische Michelin-Leuchtfallschirm sind anzustreben. Ein kleiner französischer Erd-Scheinwerfer hat sich bei den Versuchen bewährt. Gefärbte Brillen, insbesondere graue, für Nachtflüge bedenklich. — Muir S. Fairchild, Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 22, 8. Aug. 1921, S. 516/517 (4 Sp., o. Abb.). W. **21/34. 17.**

Flugzeugbau. Gewichtzerlegung von Kriegsflugzeugen, vgl. Zahltaf. Die Gewichtsanteile (in vH) beziehen sich auf das Fluggewicht.

Einteilung:

Triebwerk: Motoren einschl. Vergaser, Zündung, Anlasser, Kühler, Leitungen, Wasser, Luftschraube mit Nabe.

Betriebsstoffe: Brennstoff- und Ölfüllung.

Ladung: Insassen, bewegliche Ausrüstung wie Bomben und Bombenaufhängevorrichtungen, Munition, Gepäck, Waffen, Bild- und F.T.-Gerät, Zielgeräte, ausschließlich Betriebsstoffe.

Rumpf: vollständiger Rumpf mit Inhalt, ausgenommen Triebwerk, Betriebsstoffe und Ladung. Rumpfgewicht einschl. Gerüstbau, lackierter Bekleidung, Verschalung, Behälter, Motorlagerung, Sitze, sämtliche Steuer, Bordgeräte, M.-G.-Einbauten, Schwanzsporn usw. Bei Mehrmotorenflugzeugen einschl. Verkleidungen und Behälter.

Tragwerk: vollständige Tragflügel einschl. Querruder, Stiele, Verspannung, Beschläge, Baldachin und Baldachinverstrebung, Stirngabel, Schleifkufen an Flügelenden usw.

Fahrwerk: Fahrgestell — alles außerhalb Flügel und Rumpf.

Leitwerk: Schwanzleitwerk einschl. der Außenverspannung zum Rumpf.

(Anm. d. Ber.: Die Gewichtsangaben überdecken sich zum Teil, daher in der Zahltaf. Flug- Leergewicht an sich nicht als Summe der Teilgewichte maßgebend!) — Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt (Engineering Division, Air Service (Structural Weight Analysis of Airplanes), 8. März 1920, Militär-Luftfahrtnachrichten, Rundschreiben (U. S. Air Service Information Circular), Bd. I, Nr. 39, veröffentlicht 8. Mai 1920 (½ Sp., 1 Zahlentaf.). W. **21/32. 22.**

Flugzeugbau. Das Höhenflugzeug der Zukunft. — C. Eberhardt, Der Motorwagen, Bd. 24, Nr. 20, 20. Juli 1921, S. 405/408 (6½ Sp., 3 Abb.). Hn. **21/34. 19.**

Flugzeugberechnung. Flugleistungen und Schaubilder für den Entwurf (Airplane Performance and Design Charts). »Eine empirisch-theoretische Methode« zur Vorausbestimmung der Flugleistungen, wenn Gewicht, Tragfläche, Leistung und besondere Kennzeichen des Flugzeuges gegeben sind. Bei den bisher bekannt



Gewichtszerlegung von Kriegs-Flugzeugen (amerikanische Angaben) zu 21/32. 22.

Flugzeug	Fluggewicht	Leergewicht (ohne Wasser)		Triebwerk		Betriebsstoffe		Ladung (Nutzlast ohne Betriebsstoffe)		Rumpf		Tragwerk		Fahrwerk		Schwanzleitwerk	
	t	kg	vH	kg	vH	kg	vH	kg	vH	kg	vH	kg	vH	kg	vH	kg	vH
Curtiss JN 4 D 2-Doppeldecker . . .	0,92	668	73,2	244	26,6	69	7,5	154	16,9	196	21,3	186	20,2	41,5	4,5	27,5	3,0
Vought VE 7-Doppeldecker	0,95	670	70,6	308	32,4	89	9,4	160	16,7	190	20,0	143	15,0	43	4,5	23,5	2,5
Ordnance C	0,51	378	74,7	130	25,5	55	10,8	73	14,4	136	26,9	68	13,4	35	6,9	9,75	1,9
Ordnance D	1,11	752	68,3	400	36,5	154	13,9	145	13,0	200	18,0	140	12,6	48	4,4	17,8	1,6
Thomas-Morse MB 3	0,95	640	67,3	390	41,1	123	12,9	145	15,1	129	13,5	124	11,9	32	3,4	19,8	2,1
Verville VCP 1.	1,19	850	71,7	420	35,4	144	12,1	146	12,3	246	20,7	173	14,5	41	3,4	18,5	1,6
Loening M 6-Eindecker	1,20	710	59,3	380	31,7	238	12,6	293	24,4	190	15,8	136	11,4	29,5	2,5	20	1,7
Pomilio FVL 8.	1,04	742	71,6	385	37,2	110	10,5	145	13,9	218	21,1	111	10,7	52	5,0	15,6	1,5
U. S. XB 1 A	1,36	820	63,7	400	29,3	155	11,4	293	21,5	238	17,5	206	15,2	51	3,7	18,2	1,3
Fokker D VII	0,91	670	73,4	390	42,9	89	9,7	113	12,4	122	13,4	130	14,3	50	5,5	16,3	1,8
Pomilio BVL 12	2,08	1225	59,2	530	25,6	348	16,8	436	21,1	335	16,2	307	14,8	80	3,8	32,5	1,6
U. S. D 9 A	2,22	1210	54,6	545	24,5	424	19,1	512	23,1	350	15,7	285	12,8	66	3,0	37,5	1,7
Le Pere-U. S. A. C 11-Doppeldecker .	1,70	1120	65,8	525	30,9	220	12,9	320	18,7	285	16,7	262	15,4	61,5	3,6	29,5	1,7
U. S. A. D 4	1,63	1025	63,1	535	32,9	208	12,7	334	20,5	199	12,2	251	15,4	67	4,1	34,5	2,1
Le Pere-U. S. A. O II-Dreidecker . .	3,90	2375	61,6	1095	28,1	810	20,9	604	15,5	650	16,7	565	14,5	126	3,2	44,5	1,2
Glenn-Martin	4,65	2940	63,2	1065	22,8	640	13,8	960	20,6	1050	22,6	730	15,6	130	2,8	73	1,6
Handley-Page	6,60	3820	58,4	1120	17,1	1140	17,3	1460	22,2	1290	19,7	1160	17,7	300	4,6	91	1,4

gewordenen Schaubildern zur Vorhersage der Flugleistungen ist die Gleitzahl nicht berücksichtigt, daher grobe Ungenauigkeiten. Als »Güteverhältnis« (»fineness«) wird angenommen die dritte Wurzel aus dem Verhältnis der Gleitzahl eines Flugzeuges zu der eines den Flugleistungs-Schaubildern zugrunde gelegten Bezugsflugzeuges (in den vorliegenden Angaben der DH-4-Doppeldecker), dessen Flugleistungen und Bestimmungsgrößen aus Modell- und Flugversuchen vollkommen bekannt sind (»basic airplane«). Für Verwendung in den Schaubildern wird das Güteverhältnis mit 100 multipliziert. Das Bezugsflugzeug (der DH-4) hat demnach ein Güteverhältnis von 100 (vgl. die beiden Zahltaf.). Die rein theoretische Flugleistungsberechnung erwies sich mit Rücksicht auf die nicht zu ermittelnde Bestimmungsgrößen als undurchführbar.

Ausgegangen wird vom Höhen-Geschwindigkeit-Schaubild (Widerstand = verfügbarer Schraubenzug, in verschiedenen Höhen). Leistung in Bodennähe für das Bezugsflugzeug aus Modellmessung im Windkanal bekannt, für das zu berechnende Flugzeug in Bruchteilen des Güteverhältnisses ausgedrückt. Daraus folgt Berichtigung der ursprünglichen Leistungsbelastungs-Annahme (deren Maßstab sowohl verfügbare als auch erforderliche Leistungsbelastung unterschiedslos angibt). Ferner Geschwindigkeitsberichtigung mit Hilfe der Einheits-Atmosphäre der »Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt«. Annahme: Abnahme von Geschwindigkeit und Leistung nach der Höhe mit der Wurzel aus der Luftdichte. Der Geschwindigkeitsflug in der Höhe entspricht dem Belastungsflug in Bodennähe. Weitere Berichtigung der ermittelten Leistungsbelastung mit Rücksicht auf das Güteverhältnis durch Vervielfachen mit dem Kehrwert aus dem Würfel des durch 100 geteilten Güteverhältnisses. Die Annahme eines gleichbleibenden Güteverhältnisses bei allen praktischen Auftriebsbeiwerten trifft allerdings nicht genau zu; Fehler aber geringer als 3 vH. Fehler in der Höhenleistungsannahme des Triebwerkes können durch Meßnabenflüge und Bremsversuche beseitigt werden.

Aus Versuchsflügen zunächst das Güteverhältnis und dann die Abnahme des Schraubenzuges mit der Höhe ermittelt (vgl. die Zahltaf.). Für alle Flugzeuge mit dem gleichen Motor (maßgebend ist dabei lediglich der Leistungsabfall mit der Höhe. D. Ber.) ergibt sich eine identische Schaulinie für die Abhängigkeit der Steiggeschwindigkeit in Bodennähe von dem Produkt aus Gipfelhöhe und Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe. Die Schaulinien für Flugzeuge mit Liberty 12-Motor (400 PS) und Hispano-Suiza 300-Motor (300 PS) stimmen dabei fast genau überein. Die Steiggeschwindigkeit wird als der Gipfelhöhe verhältig angenommen. Daraus ergibt sich für Steigzeit die Beziehung: Steigzeit bis zur beliebigen Höhe — Konstante × (Gipfelhöhe : Steiggeschwindigkeit am Boden) × log (Gipfelhöhe: [Gipfelhöhe—Steighöhe]). Die Wiedergabe dieser Beziehung in einer Rechentafel bildet ein wertvolles Hilfsmittel. Die Flugleistungsschaubilder stellen Gipfelhöhe und Geschwindigkeiten in allen Flughöhen als Abhängige von Leistungsbelastung, Flächenbelastung und Güteverhältnis dar. Ferner berücksichtigt: Höhenleistung des gesamten Triebwerkes. (Auswertung der Ergebnisse in umständlichem und schwerfälligem, zeichnerischem Verfahren. D. Ber.). — L. V. Kerber, An Empirical-Theoretical Method of Comparative Prediction of Airplane Performance (kurzer Bericht), Militär-Luftfahrtnachrichten, Rundschreiben (U. S. Air Service Information Circular), Heeres-

Amerikanische Leistungsangaben von Kriegsflugzeugen I (zu 21/32. 24).

Flugzeug	Leistung am Boden	Fluggewicht	Tragfläche	Leistungsbelastung	Flächenbelastung	Höchstgeschwindigkeit am Boden	»Güteverhältnis« bezogen auf den DH-4	Betriebs-Gipfelhöhe	Steiggeschwindigkeit	Drehzahl am Boden	Bemerkungen
	PS	t	m²	kg/PS	kg/m²	km/h	vH	km	m/min	Umdr./min	
G. A. X. Panzer-Dreidecker	866	4,43	94,0	5,23	48,2	170	90	3,80	190	—	
Martin-Bomber-Zweimot.-Großflugzeug . .	832	4,65	100	5,58	46,5	170	92,5	3,75	192	1665	mit Bomben
Martin-Bomber-Zweimot.-Großflugzeug . .	834	4,16	100	5,0	41,6	170	94	3,85	235	1700	ohne Bomben
Martin-Transport-Zweimot.-Großflugzeug .	832	4,65	100	5,58	46,5	170	93,5	3,96	200	1665	
JN-4-D-2-Curtiss-Doppeldecker.	90	0,92	33,0	10,2	27,8	118	96,5	2,82	102	1456	
Loening-Eindecker	343	1,20	19,8	3,50	60,4	230	99	6,05	460	—	
DH-4-Doppeldecker	400	1,78	41,0	4,55	43,5	194	100	5,50	292	1630	Bezugsflugzeug
DH-4-Doppeldecker	421	1,94	41,0	4,60	47,2	198	101	5,20	31 (?)	—	
DH-9-Bombenflugzeug	425	2,21	45,5	5,20	48,7	187	100	4,50	263	1750	
Fokker D VII-Jagdeinsitzer (deutsch). . .	184	0,96	22,0	5,21	43,6	188	103	6,00	305	1560	
Spad S. 16-A-Jagdzweisitzer (franz.) . . .	240	1,31	30,5	5,48	43,0	186	104	4,70	260	—	
VE-7-Schuldoppeldecker	180	0,95	26,5	5,28	35,8	184	106	5,90	297	1725	
Ordnance 300-Doppeldecker	345	1,10	24,5	3,18	44,8	237	107	7,10	445	1885	
Lepere-Doppeldecker	420	1,72	36,5	4,08	48,3	220	107	6,25	375	—	
S. E. 5-Jagdeinsitzer (engl.)	180	0,94	23,0	5,21	40,8	194	108	6,05	267	1725	
VE-7-Schuldoppeldecker	183	0,95	26,5	5,18	35,8	186	108	5,80	375	—	
Ordnance-»D«-Jagdeinsitzer	341	1,10	24,0	3,25	46,2	237	108	7,20	445	—	
X. B. I.-A-Doppeldecker	342	1,63	38,0	4,71	42,3	204	108	6,25	327	—	
Thomas-Morse 300-Jagdeinsitzer	333	0,95	23,5	2,85	40,3	245	112	7,80	585	1810	
X. B. I.-A-Doppeldecker	345	1,36	38,0	3,93	35,8	215	113	7,20	400	1875	
Thomas-Morse MB-3-Jagdeinsitzer	338	0,95	23,5	2,81	40,3	246	113	7,60	590	—	
VCP-1-Jagdeinsitzer.	347	1,17	25,0	3,36	46,7	248	114	8,25	485	2000	
Thomas-Morse S-6-Doppeldecker	85	0,67	27,5	7,88	24,3	156	117	4,60	210	—	

Amerikanische Leistungsangaben von Kriegsflugzeugen II (zu 21/32. 24).

Flugzeug	Leistungsbelastung kg/PS	Flächenbelastung kg/m²	Höchstgeschwindigkeit am Boden km/h	»Güteverhältnis«, bezogen auf den DH-4 vH	Bemerkungen
Friedrichshafen-Großflugzeug	7,10	45,4	146	91	deutsches Beuteflugzeug
AEG-Großflugzeug	6,20	47,8	161	91	»
Le Pere-Dreidecker	4,42	48,2	184	91,5	
Gotha-Großflugzeug	8,50	46,5	144	93	deutsches Beuteflugzeug
DH-4-Doppeldecker	4,45	43,5	194	100	Bezugsflugzeug
Pomilio-12-Doppeldecker	5,05	38,5	180	100,5	ital.
L. S. A. C-11-Doppeldecker	3,76	46,0	220	104	
American S. E.-5-Jagdeinsitzer	5,18	41,2	190	105	
SVA-Doppeldecker	3,81	41,6	231	114	ital.
Spad-Herbemont-Doppeldecker	4,14	43,5	230	114,5	franz.
Dayton-Wright-Renneindecker 1920	—	—	—	130	

Versuchsanstalt für Luftfahrt (Engineering Division, Air Service), Bd. I, Nr. 68, 15. April 1920, veröffentlicht 4. Juni 1920 (8 Sp., 3 Schaulinien- und Rechentaf., 2 Flugleistungszahltaf.); ausführlicherer und erweiterter Bericht in Aviation, Bd. 10, Heft 24 und 25, 13. und 20. Juni 1921, S. 748/751 und 780/784 (15 Sp., 20 Schaulinien- und Rechentaf., 2 Zahltaf.). W. **21/32. 24.**

Flugzeugberechnung. Einfluß von Temperatur und Höhe des Flugplatzes auf die Anlaufstrecke von Flugzeugen. Der Kairo-Kapflug ergab Schwierigkeiten am Motor durch verschiedene Temperatur der Zylinderwände und durch den Einfluß der geringen Luftdichte auf die Flugleistung. Die durch verminderte Luftdichte und erhöhte Temperatur verminderte Motorleistung fällt am meisten ins Gewicht. Zur Berechnung wird der Anlauf in zwei Perioden geteilt, die erste mit hängendem Schwanz, bis 32 km/h überschritten sind, darnach mit erhobenem Schwanz. Der Luftschraubenwirkungsgrad ist der am meisten unbestimmte Einfluß und wird der Sicherheit halber mit 60 vH eingesetzt. Die Rechnung ergibt für 1,8 km Höhe des Flugplatzes und 36° C 2,55-fache Anlaufstrecke. Deshalb müssen afrikanische Flugplätze bis zu 2½ mal größer sein als europäische.

Die Steigfähigkeit wird besonders bei hoher Flächenbelastung durch die geringe Luftdichte sehr vermindert. Der Einfluß verschiedenen Wasserdampfgehaltes auf die Flugleistungen kann vernachlässigt werden. Gesättigte Luft enthält bei 35° C 8 vH Wasserdampf. Für die Motorleistung bedeutet das einen Leistungsabfall von 8 vH.

Für die Tropen geringere Flächenbelastung und Maßnahmen gegen die Abnahme der Motorleistung ratsam. — P. G. Gundry, The Aeronautical Journal, Bd. 25, Nr. 126, Juni 1921, S. 290/300 (10 S., 7 Schaub.). Hn. **21/33. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Der LFG V 20-»Arkona«-See-Verkehrseindecker. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 15, 20. Juli 1921, S. 280/283 (3 Lichtb. m. kurz. Text, o. nähere Angab.). W. **21/32. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Die Avro-Sportflugzeuge vom Londoner Aerial Derby 1921:

Avro-»Baby«-Einsitzer: etwas leichter und mit geringerer Tragfläche. Unterflügel kleiner als Oberflügel. Querruder nach außen verjüngt (kommt bei Avro jetzt zunehmend in Anwendung). Flugzeug etwas schneller als bisherige Reihenbauart.

Motor Green	35 PS
Spannweite (Oberflügel)	6,1 m
Spannweite (Unterflügel) rd.	5,5 m

Avro-»Baby«-Zweisitzer: Tragfläche durch Verkleinern des Unterflügels etwas verringert. Flugzeug dadurch etwa ebenso schnell wie der bisher gebaute Einsitzer.

Motor Green	35 PS
Spannweite (Oberflügel)	7,6 m
Spannweite (Unterflügel) rd.	7,0 m

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 2, 13. Juli 1921, S. 32 (2 Lichtb. m. Text); Flight, Bd. 13, Nr. 29, 21. Juli 1921, S. 488 (¼ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/32. 27.**

Flugzeugbeschreibung. Amerikanische Flugprüfung des Fokker DVII-Jagddoppeldeckers mit Sechszyl.-Liberty-Motor. — Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt (U. S. Air Service Engineering Division), Flugprüfung vom 29. März 1920, veröffentlicht in den »Nachrichten für die Luftstreitkräfte« (Air Service Information Circular), Bd. I, Nr. 71, 7. Juni 1920 (6 Sp., 4 Lichtb., 3 Steigkurven). W. **21/33. 27.**

Flugzeugbeschreibung. Der Alula-Renneindecker »Handalula«. Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 16, 3. Aug. 1921, S. 340 (1 Ansichtsskizz. m. Text). W. **21/34. 23.**

Amerikanische Leistungsangaben des Fokker D VII (zu 21/33. 27).

Normalhöhe km	Steigen: Steigzeit min	Steigen: Motordrehzahl Umdr./min	Steigen: Steiggeschwindigkeit m/min	Geschwindigkeit: km/h	Geschwindigkeit: Motordrehzahl Umdr./min
0	—	1555	320	193	1750
2,0	7,7	1540	200	185	1670
3,0	14,2	1520	138	179	1615
4,6	32,4	1470	46	156	1510
4,95 [1]	39,9	1460	30	148	1490
5,65 [2]	—	1430	0	122	1430

[1]) Betriebshöhe. — [2]) Gipfelhöhe.

Flugzeugbeschreibung. Der Avro-Renndoppeldecker, für das Londoner Aerial Derby 1921 bestimmt, infolge Bruchs nach Fehllandung aber vorher ausgeschieden, ist ein normaler verspannter Einstieler mit gleichgroßen, außen stark abgerundeten, nicht gestaffelten Flügeln ohne Pfeilstellung und mit leichter V-Form im Unterflügel. Flügelschnitt mit Keilschneide und leichtem S-Schlag. Vordere Baldachinstrebe führt vom Anschluß der vorderen Fahrgestellstrebe jeder Seite am Rumpfunterholm nach dem Vorderholm des Oberflügels (leicht nach außen geneigt). Außer diesen beiden Baldachinstreben zwei kurze hintere Baldachinstreben zwischen Rumpfoberholm und hinterem Flügelholm (nach außen ausladend), ferner pyramidaler Strebenaufbau auf dem Rumpf. Querruder mit der Flügelabrundung nach außen an Tiefe abnehmend und nicht entlastet. Höhen- und Kielflosse mit Sperrholz bekleidet, wachsen aus dem Sperrholzboot heraus. Höhenflosse gegen Kielflosse und Rumpfunterkante verspannt. Höhenruder geteilt und nicht entlastet. Durchgehendes Seitenruder mit kleinem Ausgleichszipfel. Rumpf Sperrholzboot mit rechteckigem, auf dem Rücken halbrund verschaltem Querschnitt. Normales Avro-Fahrgestell mit der bekannten Avro-Federung und Kreuzverspannung im vorderen Strebenpaar. Motor bis auf die Zylinderköpfe im Rumpf eingebaut. Nabenhaube. Zwei rechteckige und vom Rumpf abgerückte Ohrenkühler. Kleiner Fallbehälter auf dem Oberflügel. Führersitz mit Luftabfluß vom Kopf in der Gegend der Flügelhinterkante angeordnet. Schmaler Sichtausschnitt im Oberflügel.

Motor, Napier-»Lion«	450 PS
Spannweite (Oberflügel)	7,78 m
Spannweite (Unterflügel)	7,50 m
Länge über alles	5,54 m
Höhe	2,60 m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,38 m
Breite des Schwanzleitwerks	2,74 m
Luftschraubendurchmesser	3,05 m

— Flight, Bd. 13, Nr. 29, 21. Juli 1921, S. 493 (½ Sp., 2 Lichtb.); The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 6, 10. Aug. 1921, S. 130 (3 Übersichtsskizz. o. Text). W. **21/34. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Die Fairey-Seeflugzeuge der Australischen Fliegertruppe, von denen jüngst ein halbes Geschwader von sechs Flugzeugen in Dienst gestellt wurde (sechs Geschwader von Fairey-Seeflugzeugen sind vorgesehen), entsprechen den gleichartigen Seeflugzeugen für Fernerkundung der englischen Luftstreitkräfte, sind jedoch in Einzelheiten den australischen Verhältnissen angepaßt. Zweischwimmer-Doppeldecker mit Verstellflügeln, beiklappbare Tragdecks. Anlaßvorrichtung für den Motor. Dreisitzer (Führer, M.G.-Schütze und Bordfunker). Bombenabwurfvorrichtung. Motor: 375 PS-Rolls-Royce-»Eagle«. Betriebsstoffe normal für 880 km bei 160 km/h. In Eigenschaften und Leistungen dem D.H. 9-Landdoppeldecker etwa gleich, trotz kleinerer Tragfläche und 680 kg mehr Gewicht. Jeder Schwimmer mit 9 Abteilungen, weiß gelackt, um gleiche Innentemperatur im Schwimmer zu erhalten. Stahlteile nach Mattieren im Sandstrahlgebläse elektrisch

verkupfert und mit Schutzanstrich versehen. Rumpf, Flügel und Leitwerk mit Rücksicht auf die australischen Verhältnisse mit Zellonlack und Aluminiumanstrich versehen. — The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 7, 17. August 1921, S. 141/143 (½ Sp., 5 Lichtb.). W. **21/34. 25.**

Flugzeugbeschreibung. Neuer Fokker-Eindecker für Schulflüge mit 90 PS-Curtiss-»OX«-Motor. Lehrere und Schüler nebeneinander. Doppelsteuerung. Rumpf und Leitwerk einteilig aus Stahlrohren zusammengeschweißt. — Flight, Bd. 13, Nr. 29, 21. Juli 1921, S. 498 (5 Zl., o. Abb. u. nähere Angab.). W. **21/34. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Der Gloucestershire »Mars I« (»Bamel«)-Renndoppeldecker, das Siegerflugzeug vom diesjährigen Londoner Aerial Derby, konstruiert von H. P. Folland und gebaut von der Gloucestershire Aviation Co. in Cheltenham (England). Halbstieliger, verspannter Doppeldecker mit nahezu gleichgroßen Flügeln von geringer Spannweite, ähnelt den britischen Nieuport-Flugzeugen (»Nighthawk«, »Nieuhawk«, »Goshawk« usw.) des gleichen Konstrukteurs. Oberflügel an einem aus dem Rumpf herauswachsenden Aufbau befestigt und leicht nach vorn gestaffelt, zeigt stark abgerundete Außenkanten. Beiderseits ein nach vorn geneigter I-Stiel mit auf beide Flügelholme übergreifendem Schuh. Unterflügel rechteckig mit leicht abgerundeten Kanten, trägt die nicht entlasteten Querruder. Keine Pfeilform, leichte V-Stellung in beiden Flügeln. Übliche Flügelbauart aus Holz, mitteldicker Flügelschnitt. Geringe Verspannung mit Stromliniendrähten. Seitenruder durchgehend, schmal und entlastet. Höhenruder geteilt, nicht entlastet und hinter nahezu halbkreisförmiger, anscheinend symmetrisch profilierter Höhenflosse. Rumpf als rundes Sperrholzboot ausgebildet, vorn durch Sonder-Luftschraube (von Watts), die mit hölzerner Nabenhaube zusammengebaut ist, windschnittig verkleidet. Der pyramidenartige Rumpfaufbau zwischen Rumpf und Oberflügel birgt vorn Wasserbehälter mit Kühlrippen, dahinter den Brennstofftank (Fallbenzin). Hinter dem Aufbau der offene Sitz. Normales Fahrgestell mit Sperrholzstreben, die unten durch Stahlrohrbügel miteinander verbunden sind. Gummifederung in Aluminiumgehäuse. Kreuzverspannung in vorderer Strebenebene. Steuerbarer Schwanzsporn wie beim S.E. 5-Doppeldecker. Motor leicht zugänglich im Rumpf eingebaut. Öltank mit Ölkühler unter Motor. Motorlagerung aus Stahlrohr, Motorholme aus Sperrholzträgern, in drei Sperrholzschotts eingelassen. Hängekühler unter Rumpf, dicht hinter Motor, zwischen den Fahrgestellstreben geschützt angeordnet, soll bei voller Motorleistung zu klein sein. Motor mit Aluminiumblech verkleidet. Mit dem Flugzeug sollen demnächst Geschwindigkeits-Höchstleistungen aufgestellt werden.

Motor, Napier-»Lion«	450	PS
Spannweite (in beiden Flügeln)	7,000	m
Flügeltiefe (in beiden Flügeln	1,450	m
Flügelabstand	1,450	m
Staffelung	0,405	m
Länge über alles	6,400	m
Gesamte Flügelfläche	19,000	m²
Brennstoffassungsvermögen	230	l
Ölfassungsvermögen	23	l
Wasserfassungsvermögen	32	l
Leergewicht rd.	0,86	t
Fluggewicht	1,14	t
Flächenbelastung	60,000	kg/m²
Leistungsbelastung (450 PS)	2,530	kg/PS
Geschwindigkeit im Wettbewerb	263	km/h
Höchstgeschwindigkeit (geschätzt)	275	km/h

— Flight, Bd. 13, Nr. 29, 21. Juli 1921, S. 490/492 (5 Sp., 3 Lichtb., 3 Übersichts- und 3 Einzelteilskizz.); The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 4, 27. Juli 1921, S. 77/82 (7½ Sp., 5 Lichtb., 3 Übersichts- und 6 Einzelteilskizz.); Flugsport, Bd. 13, Nr. 16, 3. Aug. 1921, S. 358/359 (½ S., 1 Lichtb., 1 Skizz., o. näh. Ang.); Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 17, S. 347 (1½ Sp., 1 Lichtb., 3 Übersichts- u. 2 Einzelteilskizz.). W. **21/34. 27.**

Flugzeugbeschreibung. Das franz. de Monge Va-Rennflugzeug, das zum Londoner Aerial Derby 1921 gemeldet war, aber infolge Radbruchs und Flügelbeschädigung nicht teilnehmen konnte, kann als Doppeldecker oder (nach Abnahme des Unterflügels) als Hochdecker geflogen werden. Oberflügel unmittelbar auf dem Rumpfrücken gelagert, verjüngt sich nach außen stark, wobei weder Flügelvorder- noch Flügelhinterkanten in einer Geraden liegen. Unterflügel besitzt ähnlichen Grundriß, gegen Oberflügel durch einzelnen V-Stiel verstrebt. Oberflügel mit Doppelstrebe und anscheinend ohne Verspannung gegen Rumpfunterkante abgestützt. Querruder, nur im Oberflügel, besitzen nach außen zunehmende Tiefe und sind schräg angesetzt. Schwanzleitwerk mit Flossen. Kein Ruder entlastet. Runder Rumpf mit gratförmigem Rückenausbau zur Oberflügellagerung. Führersitz vermutlich im Rückenausbau angeordnet. Motor gut eingebaut. Luftschraube mit Nabenhaube. Auf dem Oberflügel ein großer Lamblinkühler.

Motor, Hispano-Suiza	300	PS
Spannweite	7,90	m
Oberflügeltiefe innen	2,60	m
» außen	1,00	m
Ganze Länge	7,00	m
Tragfläche als Hochdecker	14,90	m²
Fluggewicht	910,00	kg
Flächenbelastung	61,00	kg/m²
Leistungsbelastung (300 PS)	3,03	kg/PS

— Flight, Bd. 13, Nr. 29, 21. Juli 1921, S. 492/493 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/34. 28.**

Flugzeugbeschreibung. Der amerikanische Waterman-Renneindecker. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 17, 17. Aug. 1921, S. 347/348 (1¼ Sp., 1 Lichtb., 3 Skizz.). W. **21/34. 31.**

Flugzeugbeschreibung. Die letzten Arbeiten bei Zeppelin. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 16, 3. August 1921, S. 335/337 (3½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/34. 32.**

Flugzeugteile. Nabenhauben. Der Bristol-»Bullet«-Renndoppeldecker mit 400 PS-Bristol-»Jupiter«-Sternmotor mit Luftkühlung mußte beim diesjährigen Londoner Aerial-Derby infolge beschädigter Nabenhaube ohne eine solche fliegen, erzielte daher eine erheblich geringere Geschwindigkeit und war schwer zu steuern. Nach einer Zuschrift von A. M. R. an den Herausgeber von »The Aeroplane« lassen Nabenhauben von guter Formgebung stets eine Erhöhung der Geschwindigkeit erwarten. Sogar beim Spad-Herbemont-Rennflugzeug vom vorjährigen Gordon-Bennett verbesserten Nabenhauben trotz ihrer mit Rücksicht auf den Bugkühler ungünstigen Formgebung die Geschwindigkeit ganz erheblich. »The Aeroplane« (d. h. W. H. Syaers. D. Ber.) meint jedoch, daß unter Umständen eine flache Ausbildung des Rumpfvorderteiles günstiger als eine Nabenhaube sein könne. Nabenhauben nicht überall zweckmäßig. Die geringe Geschwindigkeit beim Bristol-»Bullet« ohne Nabenhaube kann auch auf Überkühlung des Motors und die (bei fehlender Nabenhaube) hohen Widerstand bietende ringförmige Motorverschalung, die nur die Zylinderköpfe frei läßt, sowie auf den höheren Kraftverbrauch infolge des freiliegenden mittleren Teils der Luftschraube zurückgeführt werden. Windkanalmessungen haben bei flacher Ausbildung des Rumpfvorderteils mit Luftschraube nur um weniges ungünstigere Ergebnisse geliefert als bei Anbringen einer Nabenhaube. Das tritt besonders bei hohen Fluggeschwindigkeiten in Erscheinung und wird durch die Praxis voll bestätigt. Nicht der Rumpfwiderstand, sondern der Wirkungsgrad der Luftschraube mit Rumpf ist maßgebend. Es tritt da durch die Luftschraube eine abschirmende Wirkung auf. Man sollte doch einmal eine flache »Nabenscheibe« (an Stelle der Nabenhaube) beim Bristol-»Bullet« versuchen. Bei Flugzeugen mit luftgekühltem Sternmotor hat man gelegentlich wesentlich höhere Geschwindigkeiten ohne als mit Nabenhaube ermittelt. Mit Nabenhaube war in einem solchen Falle die Steigfähigkeit beträchtlich besser, auch nahm dann die Motordrehzahl mit der Höhe weniger schnell ab. Durch Anbringen einer größeren Nabenhaube am gleichen Flugzeug wurden dann Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe, Steiggeschwindigkeit und Gipfelhöhe wieder besser als ohne Nabenhaube. Diese Erscheinung konnte man aber auf Überkühlung des Motors bei der kleinen Nabenhaube zurückführen. — W. H. S., The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 6, 10. Aug. 1921, S. 128, 130 (2½ Sp., 3 Skizz., o. Zahlang.). W. **21/34. 33.**

Flugzeugteile. Schwimmvorrichtung für das DH-4-Landflugzeug, entworfen von der amerikanischen Heeres-Versuchsabteilung für Luftfahrt (Engineering Division, Air Service). Zwei große aufblasbare Luftsäcke seitlich am Rumpfvorderteil, Gleitflossen vorn und am Schwanz, kleine Sperrholzschwimmer an den Unterflügelenden. Abstreifvorrichtung für die Räder. Luftsäcke aus Gummistoff, an besonderen Luftsackplanken am Rumpf befestigt, können durch Druckluft aus vier im Beobachtersitz angeordneten Behältern schnell aufgeblasen werden. Drei ständig prallgehaltene Luftsäcke über dem Schwanzsporn im Rumpf untergebracht, nicht an die Druckluftleitung angeschlossen. Vordere Gleitflosse mit starker V-Stellung etwa unter Rumpfvorderkante dicht hinter Luftschraube, soll das Flugzeug so lange über die Wasseroberfläche gleiten lassen, bis die Luftsäcke ohne Gefahr des Abreißens eintauchen können. Gleichzeitig soll im Verein mit der negativ angestellten Schwanzgleitflosse ein Überschlag verhindert werden. Gleitflossen aus Sperrholz. Versuche mit der Schwimmeinrichtung haben befriedigt. Vorrichtung ähnelt der während des Krieges in England an DH-6-Flugzeugen für Küstenerkundung und Schiffsgeleit Busteed-Schwimmvorrichtung. — Aviation, Bd. 11, Nr. 4, 25. Juli 1921, S. 103 (2 Sp., 2 Lichtb. der eingebauten Vorrichtung, o. Zahlangab.). W. **21/34. 34.**

Luftschiffe. Das Luftschiff PL 27. Größtes unstarres Luftschiff der Welt. Eine Führergondel ganz vorne. Zwei Maschinengondeln

in der Kiellinie, zwei in der Mitte recht und links. Stromlinienförmiger Rumpf. Steuerflächen in ruhigem Luftstrom. Stoff der Hülle dreifach. Zwei Lagen längs und eine mitten 45° schräg. Zerreißfestigkeit 2000 kg/m Stoffbreite. Verstärkung der Hülle durch »Trajektoriengurte«, Hanfgurte von 5 cm Breite, auf die Hülle verklebt und durch wasserdichte Deckstreifen verkleidet. Zerreißfestigkeit eines Gurtes 600 kg. Vier Gaszellen. In jeder ein Ballonett, das 52 vH des gefüllten Gasraumes verdrängen kann. Verankerung desselben an der unteren Ballonhülle. Einfacher Stoff mit 900 kg/m Festigkeit. Zwei Gasventile und zwei Luftventile je Einheit. Gemeinsame Luftleitung von allen vier Ventilatoren der Maschinengondeln zu den vier Ballonetten. Druckregler in dem Laufgang sorgen für einen Überdruck von 25 mm Wassersäule.

100 m langer Laufgang unter dem Schiff. Herstellung aus 52 Gestellen von 1,95 m Länge und 2 m Breite. In der Mitte ein Laufsteg. Rechts und links 42 Säcke Wasserballast sowie 28 Benzinbehälter. Kopf des Schiffes durch Aluminiumrohre verstärkt. Höhen- und Seitenflosse gleich. Höhenruder größer als das Seitenruder. Aufhängung an zug- und druckfeste Stäbe. Über der Führergondel vertikaler Steigschacht.

Gondeln aus Duraluminium. Unter der vorderen und hinteren Gondel je ein durch den Ventilator aufgeblasenes Luftkissen. In jeder Gondel ein 240 PS-Maybachmotor. Einbau so, daß Kurbelwelle 250 mm über dem Boden. Freier Raum zum Herausnehmen von Öl- und Benzinpumpe. Je zwei Seitenkühler. Im Schalldämpfer werden die Abgase unter 200° C abgekühlt. Ölbehälter seitlich unterhalb des Motors. Einzeln ausbaubare Lederkonuskupplung. In den Kielgondeln Umkehrgetriebe. Luftschraubendrehzahl überall 180 Umdr./min, Luftschraubendurchmesser 4,5 m. Auf der Luftschraubenwelle Keilnutenbackenbremse. Dynamomaschine für F.T. in der vorderen Maschinengondel, für die Lichtanlage in den seitlichen Gondeln. Mit jedem Motor ist ein Kompressor durch Zahnkette ohne Kupplung verbunden. (Wofür ist nicht gesagt! D. Ber.) Elektrische Beleuchtung und Signalapparat.

Abmessungen:		
Größte Länge	157,0	m
Durchmesser	19,6	m
Größter Umfang	61,5	m
Höhe	26,5	m
Nutzauftrieb	18	t
Geschwindigkeit	98	km/h
Gasinhalt:		
1. Gasraum	6260	m³
2. Gasraum von vorn	9390	m³
3. Gasraum	9390	m³
4. Gasraum	6260	m³
zusammen	31 300	m³
Ballonettinhalt:		
1. Gasraum	3250	m³
2. Gasraum von vorn	5000	m³
3. Gasraum	5000	m³
4. Gasraum	3250	m³
zusammen	16500	m³
Wasserballast	8,4	t
Benzinvorrat	5,6	t
Sonstige Nutzlast	3,3	t
Maschinengondeln:		
Länge	6,0	m
Größte Breite	1,8	m
Größte Höhe	1,6	m
Triebwerk 4 Maybachmotoren je 240 PS	960	PS
Führergondel:		
Länge	9,0	m
Breite	2,0	m
Höhe	2,0	m

— E. M., Der Motorwagen, Bd. 24, Nr. 22, 10. Juni 1921, S. 555/560 (10 Sp., 7 Abb.). Hn. **21/34. 35.**

Luftschrauben. Anwendung der elementaren Turbinentheorie auf die Berechnung der Windräder. — C. Pfleiderer, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Bd. 1, Nr. 3, Ende Juni 1921, S. 180/188 (8½ Sp., 3 Skizz., 4 Schaub.). E. **21/32. 28.**

Materialkunde. Ein neuer amerikanischer Flugzeugbaustoff »Plymetl« hat dünne Metallflächen auf Kork oder Balsaholz. Leichtigkeit und örtliche Festigkeit. Herstellung in Größen bis 2,4 × 0,75 m. Fabrikversuche: Größte Dicke: 8 mm, außen: schwarzes Stahlblech, innen Fichtensperrholz. Gewicht 8,9 kg/m². Steifigkeit 5 mal so groß wie gleichstarkes Sperrholz oder 80 mal so groß wie gleichschweres Stahlblech. Elastizitätsgrenze bei Biegung die 5 fache gleichschweren Stahlbleches. Große Festigkeit gegen Schlag, Abscheren und Ermüden. (Keine Angaben über Herstellung. D. Ber.) — Flight, Bd. 13, Nr. 23, 9. Juni 1921, S. 389 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **21/33. 35.**

Meßgeräte. Die Windstromanlage von St. Cyr. Bei Versuchseinrichtungen für Wasserschrauben werden diese in stehender Flüssigkeit fortbewegt. Im Windkanal werden stehende Modelle angeblasen. In St. Cyr sind zwei, ein großer und ein kleiner Windkanal in Betrieb. Bauart Eiffel, die Luft tritt hinten zum Teil auch durch die aus Latten gebildete Kanalwand aus. Gleichrichter vor der geschlossenen Meßkammer. — Automobilwelt-Flugwelt, Bd. 19, Nr. 30, 24. Juli 1921, S. 3 (2½ Sp., 4 Abb.). Hn. **21/33. 37.**

Motorbau. Grundlagen der Brennstoffersparnis an Automobilen. (Nur das für die Flugtechnik Wichtige ist wiedergegeben. D. Ber.) Die Entzündbarkeit der verschiedenen Luft-Benzindampfgemische wurde bei wechselnder Temperatur vom amerikanischen Bergamt untersucht. Die Ergebnisse sind für den Motor nicht verwendbar. Der Einfluß der Verdünnung mit Abgasen bisher nur sehr wenig untersucht. Das wirtschaftlichste Gemisch ist durch das, bei dem der Motor noch regelmäßig zündet, 1:16, nach oben begrenzt. Das Mischungsverhältnis der stärksten Motorleistung ist 1:11 bis 1:13. Zwischen beiden liegt das chemisch richtige Gemisch. Vollkommene Verdampfung des Brennstoffes vor Eintritt in den Zylinder würde die Motorleistung um 2 vH vermindern. Regelung des Motors besser durch verschiedene Bemessung der Brennstoffmenge bei dauernd gleicher Ladung, als durch Drosseln und infolgedessen verminderten Druck des angesaugten Gemisches. Die zur Erzeugung eines Zündfunkens notwendige Spannung liegt zwischen 2000 und 15000 V. Sie wächst mit der Dichte des Gemisches und dem Zündkerzen-Spitzenabstand. Die Temperatur des Zündfunkens nimmt mit der Spannung ab. (Ausführliche Übersicht aller Probleme mit zahlreichen, anscheinend sehr vollkommenen Literaturangaben. D. Ber.) — W. S. James, The Journal of the Society of Automotive Engineers, Bd. 8, Juni 1921, Heft 6, S. 543/553 (20½ Sp., 15 Zahlentafeln, 4 Abb.). Hn. **21/32. 30.**

Motorbeschreibung. Der Aeromarine U.S.D. 8-Flugmotor, 2 × 4 Zylinder in V-Stellung, hat bei der amerikanischen Heeres-Versuchsanstalt für Luftfahrt in Dayton 50 h Probelauf unbeanstandet geleistet. Wassermäntel der beiden Zylinderblöcke mit dem Kurbelgehäuseoberteil zusammengegossen. Zylindergleitbahnen aus Stahlrohr von oben in die Wassermäntel eingesetzt. Abnehmbarer Kopfteil für jeden Zylinderblock aus Aluminiumguß mit ausgesparten Wasserräumen und Stahleinsätzen für die Ventilsitze. Infolge des abnehmbaren Zylinderkopfes bequemes Ventileinschleifen sowie schnelles Auswechseln des Kopfes mit sämtlichen Ventilen innerhalb 2 h möglich. Motor soll für Übungsflüge Verwendung finden.

Bohrung	108	mm
Hub	165	mm
Hubraum	12,0	l
Gewicht, leer	258	kg
Dauerleistung bei 1750 Umdr./min	190	PS
Gebrauchsleistung bei 1600 Umdr./min	160	PS
Einheitsgewicht bei 190 PS (leer)	1,35	kg/PS

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 17, 4. Juli 1921, S. 389 (¼ Sp., o. Abb.). W. **21/32. 31.**

Motorbeschreibung. Bericht über einen 300 PS Hispano-Suiza-Motor mit Stahlzylindern.

Zahlenangaben.

Bohrung		140	mm
Hub		150	mm
Hub:Bohrung		1,07:1	
Verdichtungsverhältnis		5,36:1	
Ventildurchmesser		54,5	mm
Kühlwasserrohre am Zylinder, lichte Weite		17,5	mm
Größter Querschnitt des Kühlmantels		2,4	mm
Halteschrauben je Zylinder:			
11 kleine	Durchmesser	10	mm
	Steigung vom Gewinde	1,5	mm
2 große	Durchmesser	12	mm
	Steigung vom Gewinde	1,75	mm
Steuerwelle	Durchmesser	32	mm
	Bohrung	20,6	mm

Der Motor lieferte eine bedeutend geringere Bremsleistung bei größerem Einheitsverbrauch. Nach einer halben Stunde brach ein Auslaßventil. Nachdem es ersetzt war, brach nach kurzem Lauf wieder eins. Die Besichtigung nach Demontage ergab, daß die Auspuffventile sehr heiß waren. Einzelne Spindeln waren länger geworden, so daß der normale Abstand zwischen der Spindel und dem Schwinghebel verschwunden war. Alle anderen Teile waren in Ordnung. Die Ventilbrüche sind nicht auf die Verwendung der Stahlzylinder zurückzuführen, sondern auf den (Auspuff?) Sammler und die Steuerung. — Air Service Information Circular (Militär-Luftfahrt-Nachrichten), Bd. 1, Nr. 64, 29. Mai 1921, S. 1 bis 14 (14 S., 10 Abb.). Hn. **21/33. 38**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

18. Heft | 30. September 1921 | 12. Jahrgang

Flug- und Trudelkurven.

Von Ludwig Hopf, Aachen.

(Mitteilungen aus dem aerodynamischen Institut der T. H. Aachen.)

1. Problem.

Weitaus die meisten Unglücksfälle beim Fliegen sind auf die Form der Flugzeugbewegung, welche man in der Fliegersprache »Trudeln« nennt, zurückzuführen. Die Flugbahn verläuft dabei steil nach unten und das Flugzeug kommt in rasche Drehungen. Die große Gefahr liegt in der Unempfindlichkeit gegen Steuerausschläge im allgemeinen; nur ganz bestimmte, nicht gerade naheliegende Manöver bringen das Flugzeug langsam wieder in einen erwünschten Flugzustand und in die Hand des Führers. Auch tritt der gefährliche Zustand leicht ein, ohne daß besonders auffallende Stellungen oder Bewegungen der Ruder vorliegen; so kommt z. B. ein Flugzeug im Nebel, wenn die Orientierung durch das Auge wegfällt, sehr leicht ins Trudeln; dabei hat der Führer oft gar nicht das Gefühl, daß in seinem gleichförmigen Flug eine Veränderung eingetreten ist.

Da diese Trudelkurven lange Zeit ohne wesentliche Änderung bestehen können, muß man sie als stationäre Kurven ansprechen; die Frage ist, wodurch sie sich wesentlich von den Flugkurven unterscheiden, bei welchen das Flugzeug fest in der Hand seines Führers ist. Die Gleichungen des stationären Kurvenflugs sind noch wenig allgemein diskutiert; in der deutschen Literatur finden sich — außer den älteren Arbeiten von Reißner, welche sich auf die Nähe der geraden Fahrt beziehen, also für das vorliegende Problem nicht anwendbar sind — nur die Aufsätze von Kann[1]) und von Salkowski[2]); dort sind aber im wesentlichen nur die Gleichungen des Kräftegleichgewichtes behandelt, und in diesen findet sich kein Anhaltspunkt für das unterschiedliche Verhalten der beiden Arten des Kurvenflugs. Befriedigender sind englische Untersuchungen, welche die Erscheinung des Trudelns auf das Gleichgewicht der Quermomente zurückführen und in der numerischen Auswertung von Flugversuchen ziemlich weit gediehen sind. Doch kommt auch in diesen Arbeiten — soweit sie hier bekannt sind — nicht restlos zum Ausdruck, daß es zwei verschiedene Möglichkeiten des Kurvenflugs gibt, worin die Gefahr des Trudelns vom Standpunkte der Aerodynamik aus liegt, und welche konstruktiven Maßnahmen dagegen wirken. Im folgenden soll versucht werden, durch allgemeine Diskussion des Gleichgewichts beim stationären Kurvenflug etwas Licht in diese Verhältnisse zu bringen.

2. Autorotation.

Qualitative Aufklärung gibt ein Modellversuch, der zuerst in England von Relf und Lavender angestellt wurde[3]). Befestigt man das Modell eines Flugzeugs oder auch nur eines Flügels so im Luftstrom, daß es um die Luftstromrichtung x als Achse drehbar ist, und variiert den Anstellwinkel, so bleibt bei kleinen Anstellwinkeln das Modell ruhend im Gleichgewicht, bei größeren (etwa $> 10^0$) dreht es sich mit einer Drehgeschwindigkeit, welche in einfacher Weise von der Windgeschwindigkeit und vom Anstellwinkel abhängt. Die Drehgeschwindigkeit ist daraus zu berechnen, daß das Moment um die Drehachse

$$K = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

sein muß, und zwar wird bei dieser Anordnung K nur vom mittleren Anstellwinkel und von der Anstellwinkeländerung am einzelnen Flügelelement, die von der Drehgeschwindigkeit ω_x herrührt, abhängen. Kann man $\frac{\omega_x \mathfrak{z}}{v}$ klein setzen, so folgt, wenn ein Querruderausschlag nicht vorhanden ist:

$$K = \frac{\gamma}{2g} v^2 \frac{\omega_x}{v} \frac{d c_n}{d \alpha} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} t \mathfrak{z}^2 d\mathfrak{z} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Hierbei bedeuten noch, wie üblich: $\frac{\gamma}{g}$ die Luftdichte, v die Geschwindigkeit des Luftstroms, c_n den Beiwert der Luftkraftkomponente normal zur Flügelsehne, α den Anstellwinkel, $\mathfrak{z}$ die Koordinate längs des Holms, b die Spannweite und t die Tiefe des Flügels.

Der Ausdruck (2) verschwindet nur, wenn entweder $\omega_x = 0$ oder $\frac{d c_n}{d \alpha} = 0$ ist; für denjenigen Anstellwinkel, bei welchem die Normalkraft ihren Höchstwert erreicht, könnte danach eine Drehung mit beliebiger Geschwindigkeit stattfinden, ohne daß das Momentengleichgewicht gestört wäre. Um die Meßergebnisse zu verstehen, darf man aber nicht mit der Voraussetzung »$\frac{\omega_x \mathfrak{z}}{v}$ klein« rechnen; man muß vielmehr setzen:

$$K = \frac{\gamma}{2g} v^2 \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} c_n\left(\alpha + \frac{\omega_x \mathfrak{z}}{v}\right) \mathfrak{z}\, t\, d\mathfrak{z} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Die Klammer soll hier bedeuten, daß c_n nur von $\alpha \measuredangle \frac{\omega_x \mathfrak{z}}{v}$ abhängt.

Man kann diesen Ausdruck nach Bairstow auf eine recht handliche Form bringen, wenn man t konstant setzt, die neue Unbekannte

$$\xi = \frac{\omega_x \mathfrak{z}}{v} \qquad \xi_0 = \frac{\omega_x}{v} \frac{b}{2}$$

einführt und mit δc_n den Unterschied zwischen den Normalkraftbeiwerten bezeichnet, welche zu $\alpha + \xi$ und $\alpha - \xi$ gehören. Es wird dann

$$K = \frac{\gamma}{2g} \frac{v^4}{\omega_x^2} t \int_0^{\xi_0} \delta c_n \xi d\xi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Dabei hängt δc_n nur von $\alpha + \xi$ ab. — In Abb. 1 ist c_n als Funktion von α aufgetragen[1]); c_n ist nur für kleine Anstellwinkel identisch mit c_a; das Maximum von c_n liegt aber bei einem etwas höheren Anstellwinkel, wie das von c_a, und ist etwas flacher; bei großem Anstellwinkel ($> 30^0$) ist c_n konstant, die ganze Luftkraft ist normal zur Fläche gerichtet und vom Winkel unabhängig. Spiegelt man nun die Kurve an irgendeiner Linie α = konstant (gestrichelte Linien in der Abbildung), so gibt der Abstand der ursprünglichen von der gespiegelten Linie den Wert von δc_n; das statische Moment der von den beiden Kurven begrenzten Fläche, bezogen auf den Spiegelungspunkt bis zur oberen Grenze ξ_0, ist das Integral in (4). Man sieht ohne weiteres, daß dies Integral für Anstellwinkel, die unter dem zum Maximalwert gehörigen liegen, nie verschwinden kann, und daß es bei jedem größeren Anstellwinkel einen bestimmten Wert von ξ_0 gibt, welcher das Integral zum Verschwinden bringt. Zu jedem solchen Anstellwinkel gehört also ein bestimmter Wert von $\frac{b}{2} \frac{\omega_x}{v}$, somit bei gegebenem b und v eine bestimmte Drehgeschwindigkeit, für welche das Momentengleichgewicht hergestellt ist. Abb. 2 zeigt die Übereinstimmung der so berechneten und der gemessenen Werte nach Bairstow. Natür-

[1]) H. Kann, Der wagrechte Kurvenflug des Flugzeugs, Techn. Ber. III S. 260.

[2]) E. Salkowski, Der Kurvenflug eines Flugzeugs, Techn. Ber. III S. 267.

[3]) Reports and Memoranda of the advisory committee for Aeronautics 549.
L. Bairstow, Applied Aerodynamics.

[1]) Die numerischen Werte sind nach E. Everling, Messung der Luftkräfte an einem Flügelprofil bei Anstellwinkeln von 0 bis 360^0, Techn. Berichte II, S. 31, angenommen.

lich könnte das Modell auch ohne Drehung im Gleichgewicht sein; doch ist dies Gleichgewicht nicht stabil.

Versuche im Fluge, die gleichfalls in England angestellt wurden, haben die Wesensgleichheit der Trudelkurven mit der »Autorotation« des Flügelmodells insofern erwiesen, als auch bei jenen ein großer Anstellwinkel und eine nahezu mit der Drehachse zusammenfallende, also vertikale Bewegungsrichtung festgestellt werden konnte[1]).

Aber diese Ähnlichkeit genügt noch nicht zum vollen Verständnis und zur konstruktiven Beherrschung der Trudelkurven. Man versteht noch nicht die starke Unempfindlichkeit

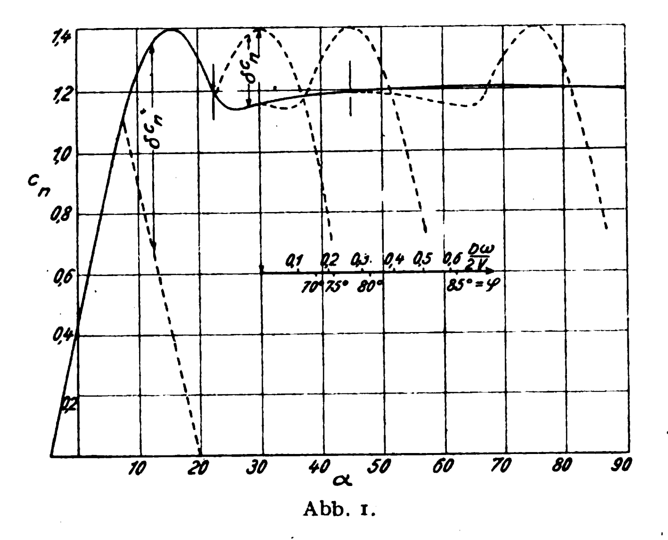


Abb. 1.

gegen das Steuer und versteht nicht, wie ein so großer Anstellwinkel ohne wesentliche Betätigung des Höhensteuers zustande kommen und sich erhalten kann. Das Gleichgewicht der Längsmomente erfährt bei großem Anstellwinkel eine mächtige Störung; während die Normalkraft ihren Wert nur wenig ändert, rückt der Druckpunkt um etwa $^1/_{10}$ der Flügeltiefe hinter den Schwerpunkt, so daß von den Flügeln ein starkes kopflastiges, also positives Moment herrührt. Auch

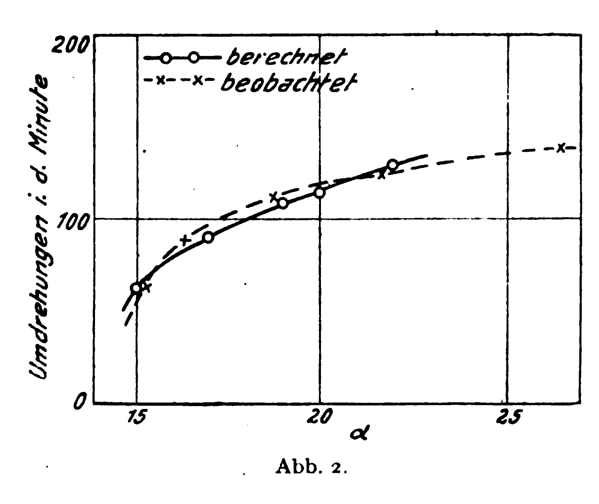


Abb. 2.

das unausgeschlagene Leitwerk erzeugt ein großes kopflastiges Moment, und eine überschlägige Rechnung auf Grund der wenigen bis in dieses Gebiet reichenden Modellversuche zeigt, daß mit Ruderausschlag das Gleichgewicht der Längsmomente für Anstellwinkel über 16 bis 20° kaum zu erzwingen ist (Abb. 3). Aber Trudelbewegungen, bei denen nach den englischen Messungen noch wesentlich höhere Anstellwinkel vorkommen, treten auch ohne derartig extreme Ruderausschläge auf und verschwinden nicht, wenn man absichtlich gegebene große Ausschläge des Höhenruders zurücknimmt.

3. Grundgedanken der folgenden Berechnung.

Um zur Klarheit darüber zu kommen, müssen wir die Bewegungsgleichungen des stationären Kurvenfluges allgemein ansetzen und fragen, welche stationäre Bahnen zu bestimmten Ruderausschlägen gehören. Die folgende Diskussion wird zeigen, daß im allgemeinen zu jeder Kombination von Ruderausschlägen nicht nur eine, sondern zwei mögliche Bahnen gehören, von denen eine mit kleiner Drehgeschwindigkeit und flacher Neigung gegen die Erde verläuft, die andere unter rascher Drehung steil nach unten; der Anstellwinkel der ersteren liegt im normalen Bereich, bei der letzteren nimmt er hohe Werte an; dies wird bei normalem Ruderausschlag möglich durch das große

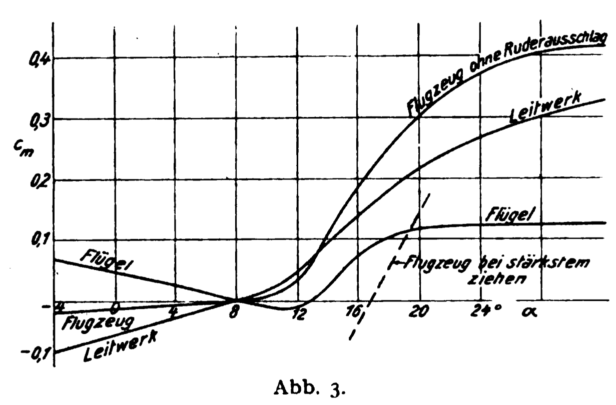


Abb. 3.

Kreiselmoment, das bei rascher Drehung um die Holmachse wirkt.

4. Gleichungen des stationären Kurvenfluges.

Wir führen neben dem flugzeugfesten $\mathfrak{x}$, $\mathfrak{y}$, $\mathfrak{z}$-Koordinatensystem ein x-y-z-System ein; in diesem sei x die Richtung der Flugbahn, z die dazu senkrechte in der Horizontalebene gelegene Richtung, y senkrecht zu den beiden, positiv nach oben; x, y, z sollen ein Rechtssystem bilden. Die gegen-

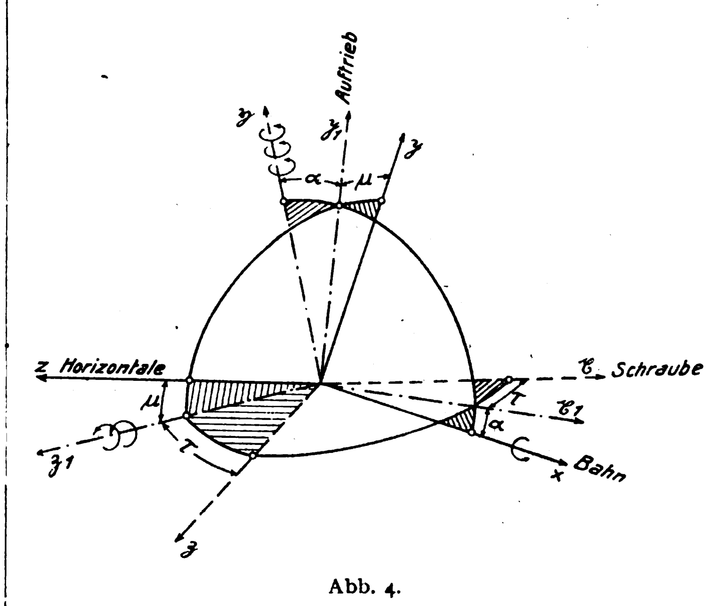


Abb. 4.

seitige Lage der beiden Koordinatensysteme sei in folgender Weise beschrieben (Abb. 4): Wir denken uns zunächst die beiden Systeme zur Deckung gebracht; dann wird das Flugzeug:

1. um die x-Achse um den »Neigungswinkel μ« gedreht; dabei rückt y nach $\mathfrak{y}_1$ und z nach $\mathfrak{z}_1$. Bei dieser Drehung entstehen noch keine Luftkräfte; denn es ist nur die Orientierung des Flugzeuges gegen die Erde, nicht gegen die Bahn geändert worden.
2. Nun wird das Flugzeug um seine senkrecht zur Symmetrieebene gelegene $\mathfrak{z}_1$-Achse um den »Anstellwinkel α« gedreht, der für die Luftkräfte in erster Linie maßgebend ist; x rückt nach $\mathfrak{x}_1$, $\mathfrak{y}_1$ nach $\mathfrak{y}$. Der »Auftrieb« geht in Richtung $\mathfrak{y}_1$.
3. Schließlich wird um die $\mathfrak{y}$-Richtung um den »Seitenwinkel τ« gedreht; $\mathfrak{x}_1$ rückt nach $\mathfrak{x}$, $\mathfrak{z}_1$ nach $\mathfrak{z}$: diese

[1]) H. Glauert, The investigation of the spin of an aeroplane, Reports and Memoranda of the adv. comm. f. aeron. No. 618 (1919).



Drehung wirkt im allgemeinen in geringer Weise auf die Luftkräfte.

Die Schwerkraft hat keine Komponente in der z-Richtung; die Flugbahn (x-Richtung) schließe mit der Horizontalebene den Winkel φ ein. Die Schraubenkraft S wirkt nach der $\mathfrak{x}$-Richtung und wird meist nur in der Bahnrichtung eine nennenswerte Komponente aufweisen. Die Zentrifugalkraft schließlich hat keine Komponente in der Bahnrichtung; sie wirkt in der Richtung des Krümmungsradius nach außen. Ihre y- und z-Komponenten sind der Größe nach gegeben durch $v\,\omega_z$ und $v\,\omega_y$, wenn ω_y und ω_z die betreffenden Komponenten der Drehgeschwindigkeit des Flugzeugs sind. Da die z-Achse nach Definition stets horizontal bleiben soll, ist die ganze Drehbewegung im x-y-z-System beschrieben durch eine Drehung um die z-Achse und durch eine Drehbewegung des ganzen x-y-z-Systems im Raume; letztere kann nur um eine raumfeste vertikale Achse stattfinden. ω_z ist identisch mit der zeitlichen Änderung des Bahnneigungswinkels $\frac{d\varphi}{dt}$; die Drehgeschwindigkeit ω um die vertikale Achse ist eine neue für die Bewegung charakteristische Größe. Auf den Absolutwert des Seitenbewegungswinkels, als dessen zeitliche Ableitung man ω auffassen kann, kommt es aber — im Gegensatz zu φ — nicht an. Die Drehgeschwindigkeiten sind positiv im Sinn des Rechtssystems x, y, z zu rechnen.

Die Seitenbewegung des Flugzeugs wird durch sechs Größen beschrieben: Bahngeschwindigkeit v, Drehgeschwindigkeit ω, Steig- oder Gleitwinkel φ und Neigungswinkel μ, welche die Lage der Flugbahn und des Flugzeugs gegen die Erde angeben, Anstellwinkel α und Seitenwinkel τ, welche die Lage des Flugzeugs gegen die Flugbahn festlegen. Zur Bestimmung dieser sechs Unbekannten stehen die sechs mechanischen Gleichungen zur Verfügung.

Die Kraftgleichungen für stationäre Bewegung schreiben wir für das Koordinatensystem x, $\mathfrak{y}_1$, $\mathfrak{z}_1$ nieder:

$$x\text{-Achse:}\quad 0 = -G\sin\varphi + S\cos\tau\sin\alpha - c_w q F \quad . \; . \quad (5)$$

$$\mathfrak{y}_1\text{-Achse:}\quad 0 = \frac{G}{g}\,v\,\omega_y \sin\mu - G\cos\varphi\cos\mu + S\cos\tau\sin\mu + c_a q F \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (6)$$

$$\mathfrak{z}_1\text{-Achse:}\quad 0 = \frac{G}{g}\,v\,\omega_y\cos\mu + G\cos\varphi\sin\mu - S\sin\tau - c_Q q F \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (7)$$

Die Beiwerte c_a, c_w und c_Q hängen von α und τ ab; die Abhängigkeit von τ ist in der Regel sehr gering.

Die Momentengleichungen beziehen wir auf die drei flugzeugfesten Achsen durch den Schwerpunkt; wir nehmen dabei zur Vereinfachung an, daß die Schraubenkraft durch den Schwerpunkt geht. Dann müssen die Momente der Trägheitskräfte mit denen der Luftkräfte im Gleichgewicht sein. Da bewegte Achsen verwendet werden, sind die sogenannten Kreiselglieder zu berücksichtigen. Mit $J_\mathfrak{x}$, $J_\mathfrak{y}$, $J_\mathfrak{z}$ seien die Trägheitsmomente um die drei flugzeugfesten Achsen bezeichnet; die Zentrifugalmomente sollen vernachlässigt werden; wir nehmen also an, daß die gewählten Achsen mit den Hauptachsen des Flugzeugs zusammenfallen. $\omega_\mathfrak{x}$, $\omega_\mathfrak{y}$, $\omega_\mathfrak{z}$ bezeichnen die Komponenten der Drehgeschwindigkeit um die $\mathfrak{x}$-$\mathfrak{y}$-$\mathfrak{z}$-Achse. Die von den Luftkräften herrührenden Momente zerlegen wir in zwei Teile, solche, die von den Flügeln, und solche, die vom Leitwerk herrühren. Der Index $_F$ beziehe sich auf die Flügel, $_H$ auf das Höhenleitwerk, $_S$ auf das Seitenleitwerk. Die Momente um die $\mathfrak{x}$-$\mathfrak{y}$-$\mathfrak{z}$-Achsen hängen ab von den Ruderausschlägen s_F, s_S und s_H der Querruder (Flügel), des Seitenruders und des Höhenruders.

Die Momentengleichungen lauten nun:

$$J_\mathfrak{x}\frac{d\omega_\mathfrak{x}}{dt} - (J_\mathfrak{y} - J_\mathfrak{z})\,\omega_\mathfrak{y}\,\omega_\mathfrak{z} = -K = -K_F \quad . \; . \; . \quad (8)$$

$$J_\mathfrak{y}\frac{d\omega_\mathfrak{y}}{dt} - (J_\mathfrak{z} - J_\mathfrak{x})\,\omega_\mathfrak{z}\,\omega_\mathfrak{x} = -L = -L_F - L_S \quad . \quad (9)$$

$$J_\mathfrak{z}\frac{d\omega_\mathfrak{z}}{dt} - (J_\mathfrak{x} - J_\mathfrak{y})\,\omega_\mathfrak{x}\,\omega_\mathfrak{y} = -M = -M_F - M_H \,. \quad (10)$$

Hier ist schon zum Ausdruck gebracht, von welchen Flugzeugteilen die einzelnen Momente herrühren, wenn es sich nicht um ganz besondere Konstruktionen handelt. So kann z. B. ein Moment K_S nur auftreten, wenn das Seitenleitwerk in bedeutender Höhenlage über oder unter der Rumpfachse angebracht ist.

Wir können unseren Ansatz noch vereinfachen, indem wir den Seitenwind $\tau = 0$ setzen. Diese Größe ist nämlich in weitaus den meisten Fällen, auch beim Trudeln, klein und dann von sehr geringem Einfluß auf die Luftkräfte und -momente. Bei Stabilitätsbetrachtungen, wenn alle Größen der Seitenbewegung klein angenommen werden, würde man mit dieser Vernachlässigung einen schweren Fehler machen, nicht aber, wenn es sich um Zustände handelt, die nicht in der Nachbarschaft des geraden Fluges liegen. Denn einer wesentlichen Zentrifugalkraft kann nicht die kleine Kraft infolge Seitenwindes, die fast ausschließlich am Seitenleitwerk angreift, das Gleichgewicht halten; dies muß in ausschlaggebender Weise durch die Auftriebskraft geschehen, welche sich dazu in die Richtung der Resultierenden von Schwere und Zentrifugalkraft einstellen muß. Infolgedessen ist auch das Gleichgewicht der Momente um die $\mathfrak{y}$-Achse von geringer Bedeutung; denn es regelt im wesentlichen nur den Zusammenhang zwischen der Stellung des Seitenruders und dem Seitenwind τ. Wir denken uns also die Gleichung (9) stets so erfüllt, daß durch richtigen Ausschlag des Seitenruders $\tau = 0$ gemacht ist.

5. Gleichgewicht der Kräfte.

Die Kraftgleichungen führen nun, wenn noch $S = 0$ gesetzt, also Gleitflug angenommen und $\omega_y = \omega\cos\varphi$ eingeführt wird, zu den Beziehungen:

$$\operatorname{tg}\mu = -\frac{v\,\omega}{g} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (11)$$

$$\cos\mu = -\frac{c_w}{c_a}\cdot\frac{1}{\operatorname{tg}\varphi} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (12)$$

$$\frac{b}{2}\,\frac{\omega}{v} = \frac{\gamma F b}{4G}\cdot\frac{c_w\operatorname{tg}\mu}{\sin\varphi}, \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (13)$$

durch welche drei der Unbekannten auf die anderen zurückgeführt werden; wir benutzen diese Gleichungen zur Elimination der Unbekannten v, μ und ω und behalten dann noch die beiden Unbekannten: Bahnneigung φ und Anstellwinkel α in den beiden Momentengleichungen um die $\mathfrak{x}$- und die $\mathfrak{z}$-Achse übrig. Dabei bezeichnen wir jetzt immer mit α den Anstellwinkel in der Symmetrieebene des Flugzeugs; die in den Gleichungen (12) und (13) auftretenden Beiwerte ordnen wir den α-Werten so zu, wie wenn der Anstellwinkel nicht von Flügelelement zu Flügelelement verschieden wäre. Diese Vernachlässigung, welche bei Berechnung des Momentengleichgewichts nicht gemacht werden darf, kann bei Berechnung des Kräftegleichgewichtes keinen großen Fehler bedeuten.

Die Gleichungen (11) bis (13) enthalten nichts von der Mehrdeutigkeit, welche wir als grundlegend für die Erscheinung der Trudelkurven ansahen. Die Beziehungen des Kräftegleichgewichts geben den Rahmen für Flug- und Trudelkurven ab. Wir haben nun das Gleichgewicht der Quer- und der Längsmomente zu untersuchen und dabei φ und α als Unbekannte anzusehen.

6. Gleichgewicht der Quermomente.

Das Momentengleichgewicht um die $\mathfrak{x}$-Achse wird in ganz analoger Weise hergestellt, wie beim einfachen Fall der Autorotation, nur ist die Wirkung der Drehung keine so einfache, da Drehachse und Bewegungsrichtung des Luftstroms (der Flugbahn) nicht zwangläufig zusammenfallen. Die Komponenten der Drehgeschwindigkeit folgen aus Abb. 4:

$$\left.\begin{aligned}
&\omega_x = \omega\sin\varphi \qquad \omega_y = \omega\cos\varphi \qquad \omega_z = 0\\
&\omega_{\mathfrak{y}_1} = \omega\cos\varphi\cos\mu\\
&\omega_{\mathfrak{z}_1} = -\omega\cos\varphi\sin\mu = \omega_\mathfrak{z}\\
&\omega_{\mathfrak{x}_1} = \omega\,(\cos\varphi\cos\mu\sin\alpha + \sin\varphi\cos\alpha) = \omega_\mathfrak{x}\\
&\omega_\mathfrak{y} = \omega\,(\cos\varphi\cos\mu\cos\alpha - \sin\varphi\sin\alpha)
\end{aligned}\right\} \quad . \quad (14)$$

In den Kreiselgliedern der Gleichungen (8) und (10) stehen die Komponenten $\omega_\mathfrak{x}$, $\omega_\mathfrak{y}$, und $\omega_\mathfrak{z}$; die Luftkräfte werden von anderen Komponenten beeinflußt. Die Geschwindigkeit eines Flügelelementes wird geändert durch die Bewegung in der x-Richtung und senkrecht zur Holmachse, also durch eine Drehung in der $\mathfrak{z}$-x-Ebene mit dem Dreharm $\mathfrak{z}$; die Zusatz-

geschwindigkeit ist also gleich $\omega_{\mathfrak{y}_1} \mathfrak{z}$. Geschwindigkeitsänderungen durch Drehung um die $\mathfrak{z}$- oder $\mathfrak{z}_1$-Achse kommen meist wegen der geringen Dreharme $\mathfrak{y}$ nicht in Betracht. Der Anstellwinkel eines Flügelelementes wird durch eine Bewegung senkrecht zur Bahnrichtung und senkrecht zur Holmrichtung geändert, also nur durch die Drehung ω_x, deren Dreharm bis auf Größen zweiter Ordnung gleich $\mathfrak{z}$ gesetzt werden kann. Nun ist

$$K_F = \frac{\gamma}{2g} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} c_n v^2 t \mathfrak{z} \, d\mathfrak{z} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (15)$$

Man kann diesen Ausdruck von zwei Seiten her näherungsweise berechnen:

1. $\frac{b\omega}{2v}$ ist klein; dann führt Taylorsche Entwicklung zu dem Ausdruck:

$$\mathfrak{K} = \frac{K_F}{\frac{\gamma}{2g} v^2 F b} = C_S + \frac{1}{12} b \left(\frac{d c_n}{d \alpha} \frac{\omega_x}{v} + 2 c_n \frac{\omega_{\mathfrak{y}_1}}{v} \right) =$$

$$= C_S + \frac{1}{12} \frac{b\omega}{v} \left(\frac{d c_n}{d\alpha} \sin\varphi + 2 c_n \cos\varphi \cos\mu \right) \quad . \quad (16)$$

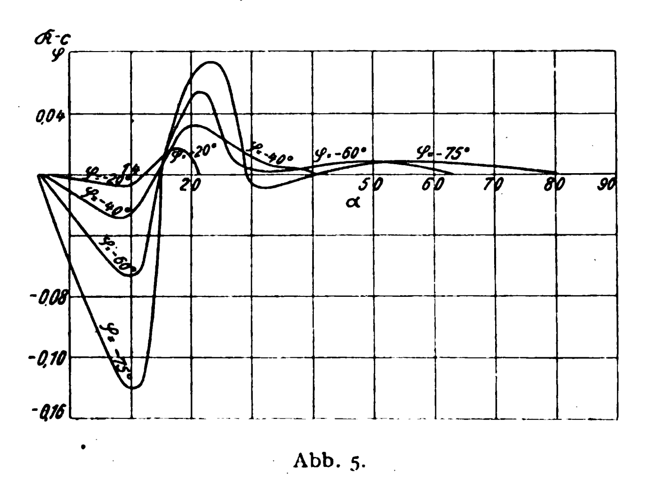


Abb. 5.

Hierbei ist C_S eine nur vom Ruderausschlag, bei normalen Anstellwinkeln auch nicht vom Anstellwinkel, abhängige Konstante und die Tiefe t ist konstant angenommen. Abb. 5 zeigt $\mathfrak{K} - C_S$ in Abhängigkeit von α mit dem Parameter φ. Unter Annahme eines bestimmten Wertes von φ folgen $\frac{b\omega}{2v}$ und $\cos\mu$ für jedes α aus den Gleichungen (12) und (13); somit kann $\mathfrak{K} - C_S$ nach (16) berechnet werden. Die Schnittpunkte der so erhaltenen Kurven mit der x-Achse, zeigen die Anstellwinkel an, bei welchen ohne Querruderausschlag ein Flug mit dem betreffenden Bahnneigungswinkel φ möglich ist. Die Kurven schneiden die x-Achse im allgemeinen in drei, bei großen φ-Werten in fünf Punkten; davon gehören die beiden äußeren zum Werte $\frac{b\omega}{2v} = 0$, stellen also gerade Flüge dar; der mittlere gehört zu dem der Autorotation des Flügels entsprechenden Flugzustand. Zeichnet man auch die Kurven $C_S =$ konstant in das Diagramm ein, so erhält man ebenso zwei Flugzustände mit kleinem, einen Flugzustand mit großem $\frac{b\omega}{2v}$. Diese Einzeichnung ist aber in Abb. 5 unterblieben, da Messungen, welche für den Verlauf der Kurven genügend Anhalt geben könnten, nicht vorliegen. Zu jedem Querruderausschlag gehört also eine einfach unendliche Schar von möglichen stationären Flugzuständen, in welchen das partielle Momentengleichgewicht herrscht.

2. Ist $\frac{b\omega}{2v}$ nicht klein, so wird φ groß und die Gleichungen (14) lassen erkennen, daß $\omega_{\mathfrak{y}_1}$, das den kleinen Faktor $\cos\varphi$ enthält, von kleinerer Ordnung ist als ω_x. Letzteres geht nach den Überlegungen des vorigen Paragraphen bei $\varphi = \frac{\pi}{2}$ ins Unendliche, $\omega_{\mathfrak{y}_1}$ bleibt endlich. In diesem Fall gelangen wir also wieder zu dem Ausdruck (4). In Abb. 1 ist vom Winkel $\alpha = 30^0$ aus eine Skala der Werte $\frac{\mathfrak{z}\omega}{v}$ eingetragen, und dabei sind die Werte angezeigt, welche der oberen Grenze $\frac{b\omega}{2v}$ bei verschiedenen Winkeln φ entsprechen. Rechnet man, wie oben bei Diskussion der Gleichung (4), so erhält man für jedes α einen bestimmten Wert φ, bei welchem ohne Querruderausschlag Gleichgewicht herrscht. Ein normaler Querruderausschlag kann wenig an diesem Gleichgewicht ändern. Wenn der Ausschlag in dem Sinne läuft, durch den das Flugzeug in die Kurve hineingelegt wird, so wird der Anstellwinkel am inneren Flügelende um einen bestimmten Betrag gegenüber dem am äußeren Flügelende herabgedrückt; um den Ausgleich der Momente herbeizuführen, ist also bei bestimmtem α ein kleinerer Wert von $\frac{b\omega}{2v}$ erforderlich. Gibt man daher einen Gegenausschlag, wie in der stationären Kurve mit kleiner Drehgeschwindigkeit, so gehört der gleiche Wert von φ zu einem kleineren α-Wert als ohne Querruderausschlag; der Einfluß ist indes gering.

Die Kreiselglieder in (8) können in erster Näherung vernachlässigt werden; denn sie gehen mit fallendem φ auch nur wie $\frac{b\omega}{2v}$ ins Unendliche, da $\omega_{\mathfrak{z}}$ mit $\cos\varphi$ multipliziert ist, und daher endlich und sogar klein bleibt. Auch der Faktor $\frac{J_{\mathfrak{y}} - J_{\mathfrak{z}}}{\frac{\gamma}{2g} F b^3}$, der bei dimensionsloser Schreibweise in die Kreiselglieder tritt, ist in der Regel recht klein.

Die zusammengehörigen Werte von α und φ, bei welchen die $\mathfrak{x}$-Momente ohne Querruderausschlag im Gleichgewicht stehen, sind in Abb. 6 als Kurven I eingetragen. Für $\varphi < 70^0$

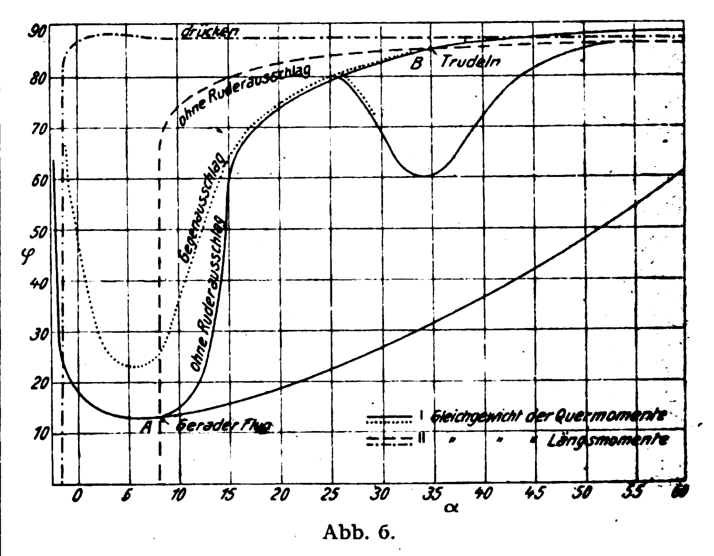


Abb. 6.

ist mit Gleichung (16) gerechnet, für größere φ nach (4); dabei erzielt man im Übergangsgebiet gute Übereinstimmung. Für Anstellwinkel oberhalb des zum flachsten Gleitflug gehörigen gibt es neben der Möglichkeit des Gleichgewichts ohne Drehung auch ein durch Drehung aufrechterhaltenes Gleichgewicht bei großen φ-Werten. Für $\alpha > 26^0$ gibt es zwei solche Werte von φ, wie ja schon Abb. 1 zeigt. Dies liegt am Durchgang der c_n-Kurve durch ein Minimum. Man darf aber diese Kurven, wie alle anderen Abbildungen dieses Paragraphen nur als qualitativen Ausdruck der Verhältnisse ansehen; denn es liegen keine exakten Messungen über das Verhalten der Flügelprofile bei großen Anstellwinkeln vor und die numerischen Annahmen, auf welchen unsere Abbildungen beruhen, sind daher mit einiger Willkür behaftet; Abb. 7 zeigt die angenommenen Werte von c_w und $\frac{c_w}{c_a}$, die Zahl $\frac{\gamma F b}{4 G}$ ist $= 0{,}05$ gesetzt. Verändert man den Querruderausschlag, so erhält man eine

Kurvenschar I, deren Charakter durch eine Kurve in Abb. 6 angedeutet ist.

7. Gleichgewicht der Längsmomente.

Welche der unendlich vielen Kurvenbewegungen des Flugzeugs, die bei bestimmtem Querruderausschlag möglich sind,

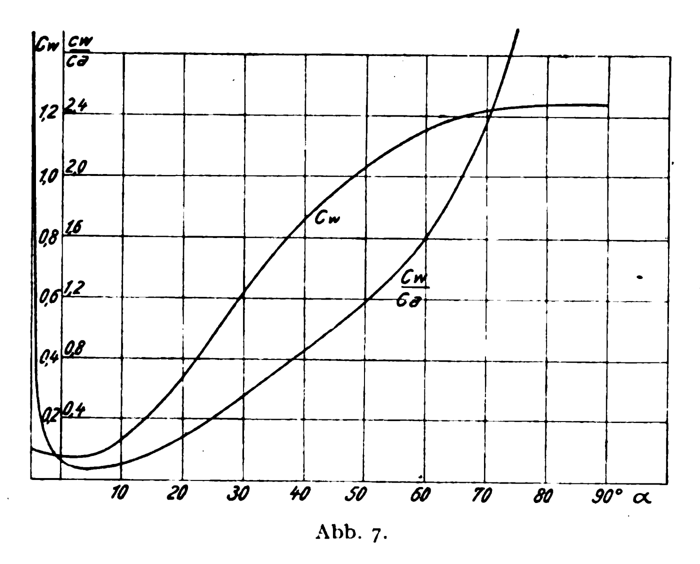


Abb. 7.

wirklich eintritt, wird durch den Ausschlag des Höhenruders und somit durch den Ausgleich der Momente um die $\mathfrak{z}$-Achse bestimmt. Dieser ist durch Gleichung (10) gegeben, welche wir als Beziehung zwischen dimensionslosen Größen schreiben:

$$-\frac{k_{\mathfrak{y}}^2 - k_{\mathfrak{x}}^2}{\left(\frac{b}{2}\right)^2} \cdot \frac{b\,\omega_{\mathfrak{x}}}{2\,v}\,\frac{b\,\omega_{\mathfrak{y}}}{2\,v} = c_m \cdot \frac{\gamma F b}{2 G} \cdot \frac{t}{b} \quad . \quad . \quad (17)$$

Dabei ist

$$J_{\mathfrak{y}} - J_{\mathfrak{x}} = \frac{G}{g}\,(k_{\mathfrak{y}}^2 - k_{\mathfrak{x}}^2)$$

gesetzt und c_m ist der Momentenbeiwert des ganzen Flugzeugs, bezogen auf Flügelfläche und Flügeltiefe.

In Gleichung (14) ist das Kreiselglied nicht zu vernachlässigen; es wächst, wenn φ sich $-\frac{\pi}{2}$ nähert, quadratisch ins Unendliche, und zwar ist das Kreiselmoment stets schwanzlastig, da $J_{\mathfrak{y}}$ immer größer wie $J_{\mathfrak{x}}$ ist. $J_{\mathfrak{x}}$ rührt wesentlich von den Flügeln her; diese geben auch zu $J_{\mathfrak{y}}$ einen Beitrag, der sich von $J_{\mathfrak{x}}$ nicht nennenswert unterscheidet; dazu kommt aber bei $J_{\mathfrak{y}}$ noch ein erheblicher, von Rumpf und Leitwerk herrührender Teil. Messungen der Trägheitsmomente von Flugzeugen liegen nicht vor; eine Abschätzung zeigt, daß beim normalen Typus $J_{\mathfrak{x}}$ und $J_{\mathfrak{z}}$ in der Regel von gleicher Größenordnung sind, und $J_{\mathfrak{y}}$ etwas kleiner als die Summe der beiden anderen. Um die mechanische Vorstellung zu unterstützen, ist in Abb. 8 das Flugzeug durch zwei große, auf der

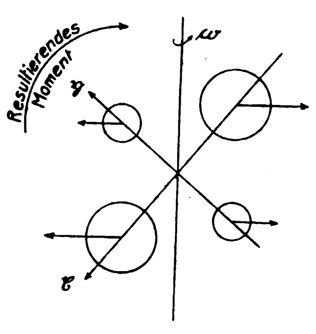


Abb. 8.

$\mathfrak{x}$-Achse liegende, und zwei kleine, auf der $\mathfrak{y}$-Achse liegende Massen ersetzt; die ersteren geben ein Trägheitsmoment $J_{\mathfrak{y}}$, die letzteren $J_{\mathfrak{x}}$. Bei der Drehung um die vertikale Achse treten Zentrifugalkräfte auf, deren Moment, eben das Kreiselmoment, schwanzlastig wirkt. Durch dieses Moment wird das in Abb. 3 dargestellte kopflastige Moment der Luftkräfte bei großem Anstellwinkel aufgenommen. In Abb. 9 sind Kreisel- und Luftkraftmoment in Abhängigkeit von α mit dem Parameter φ eingetragen. Dabei ist noch

$$\frac{k_{\mathfrak{y}}^2 - k_{\mathfrak{x}}^2}{\left(\frac{b}{2}\right)^2} = \frac{1}{36} \text{ und } \frac{t}{b} = \frac{1}{8}$$

gesetzt. Die Schnittpunkte geben eine Kurve auf der φ-α-Ebene, welche in Abb. 6 als Kurve II eingetragen ist. Durch »Drücken« des Höhensteuers wird die c_m-Kurve in Abb. 9 in die gestrichelte Lage verschoben; die Kurve II in Abb. 6 rückt somit bei gleichem α zu höheren φ-Werten.

8. Folgerungen.

Aus Abb. 6 können wir nunmehr das Ergebnis unserer Überlegungen ablesen. Im allgemeinen schneiden sich die beiden Kurven, welche partielles Momentengleichgewicht darstellen, in zwei Punkten; der Schnittpunkt A entspricht der Flugkurve, der Schnittpunkt B der Trudelkurve. Mit denselben Ruderausschlägen kann man flach mit geringer Drehgeschwindigkeit und mäßigem Anstellwinkel und steil mit rascher Drehung und hohem Anstellwinkel fliegen. Die scheinbare Unempfindlichkeit der Trudelkurve gegen Steuerbetätigung rührt daher, daß jeder Ruderausschlag das Flugzeug nur von einer Trudelkurve in die andre, nicht aber in eine Flugkurve überführt.

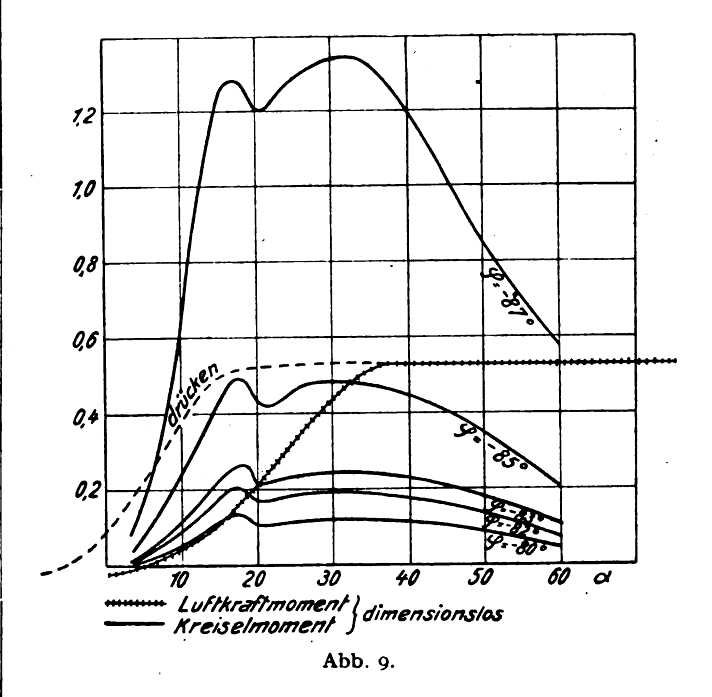


Abb. 9.

Steuermaßnahmen würden dann sicher das Trudeln unterbinden, wenn bei bestimmten Ruderausschlägen die beiden Kurven I und II der Abb. 6 ganz auseinandergerückt würden, so daß nur noch der zur Flugkurve (im besonderen Fall der zum geraden Flug) gehörige Schnittpunkt vorhanden wäre. Dies ist nun nicht der Fall; denn bei ganz großen Anstellwinkeln ist jeder Ruderausschlag ohne Einfluß. Doch sei es, daß die von uns verwendeten numerischen Werte weit von der Wirklichkeit abweichen, sei es, daß bei großen Anstellwinkeln und großen Drehgeschwindigkeiten unsere Berechnung der Quermomente nicht mehr zulässig ist, jedenfalls scheint nach allen Beobachtungen und auch nach den englischen Messungen das Gebiet ganz großer Anstellwinkel nicht für wirkliche Flugzustände in Betracht zu kommen. Man kann daher eine Wirkung gegen die Trudelgefahr von jedem Ruderausschlag erwarten, infolge dessen die Kurven I und II im Gebiete mittlerer Anstellwinkel (vielleicht $< 45^0$) auseinanderrücken. Die gestrichelten Kurven in Abb. 6 lassen die Wirkung von Steuerausschlägen erkennen. Die Quersteuerung ist nur von geringem Einfluß; Gegenausschlag der dem natürlichen

Empfinden wohl zunächst entsprechen dürfte, nähert die beiden Kurven einander, ist darum schädlich. In der Tat empfiehlt der englische Report[1]) (Major Godden), die Querruder nicht auszuschlagen; deutsche Führer empfahlen sogar einen Querruderausschlag, der das Flugzeug im normalen Flug noch stärker in die Kurve legen würde. Wichtiger ist die Betätigung des Höhensteuers. Starkes Drücken reißt die beiden Kurven wirksam auseinander; die Flugerfahrung bestätigt, daß Drücken das einzige sichere Mittel ist, um die Trudelbewegung zu unterbinden und zum normalen Flug zurückzukehren. Seitdem darüber Klarheit herrscht, hat das Trudeln in großer Höhe seine Schrecken verloren; in geringer Höhe über dem Erdboden ist aber oft keine Möglichkeit zur Durchführung der richtigen Steuermanöver gegeben. Zum vollen Verständnis der Wirkung von Steuermaßnahmen wird es wohl nötig sein, die nichtstationäre Bewegung des Flugzeugs zu untersuchen; doch ist diese Arbeit für das hier besprochene wichtige Problem noch nicht geleistet. Bei Besprechung des überzogenen Fluges zeigte ich früher, daß im Gebiete größerer Anstellwinkel durch das Höhensteuer weniger die Flugbahn als der Anstellwinkel wirksam beeinflußt wird[2]). Damit mag es wohl zusammenhängen, daß beim Trudeln durch Drücken des Höhensteuers zunächst kleinere Anstellwinkel und als deren Folge kleinere Drehgeschwindigkeiten auftreten, und daß so schließlich wieder eine Flugkurve erzwungen wird.

Für die Konstruktion ist in erster Linie der Einfluß der Trägheitsmomente von Wichtigkeit; je geringer die Differenz $J_\eta - J_\xi$ ist, um so weniger kommt das Kreiselmoment in Betracht; es wird erst bei größeren Werten von φ stark genug, um bei einem bestimmten α das Längsmoment der Luftkräfte ins Gleichgewicht zu setzen. Die Kreiselmomentkurven in Abb. 9 rücken nach unten, und Kurve *II* in Abb. 6 verläuft mit höheren φ-Werten, so daß die beiden Kurven auseinander rücken, auch für ganz große Anstellwinkel. Auch diese Folgerung scheint die Erfahrung zu bestätigen.

Zeigt das Längsmoment der Luftkräfte bei größeren Anstellwinkeln wesentlich kleinere Werte als in den Abb. 3 und 9, so werden die Trudelkurven mit wesentlich kleineren Bahnneigungen durchflogen; die Drehgeschwindigkeit ist geringer. Dies gilt hauptsächlich für Entenkonstruktionen und ist an Modellen beobachtet worden[3]).

Der Einfluß der dimensionslosen Größe $\frac{\gamma F b}{G}$ ist ein doppelter; einerseits wächst $\frac{b\,\omega}{v}$ mit dieser Größe an, und dadurch wird die Kurve *I* bei gleichem φ zu höheren α-Werten verschoben, also in einem Sinn, der das Trudeln unterbindet; anderseits wächst aber in Gleichung (14) das Kreiselmoment quadratisch, das Luftkraftmoment nur linear mit $\frac{\gamma F b}{G}$, so daß durch Erhöhung dieser Größe das Trudeln gefördert wird. Welche Wirkung den Ausschlag gibt, kann nur eine ausführliche numerische Diskussion lehren, welche auch den wahrscheinlich nicht unerheblichen Einfluß des Flügelprofils zu untersuchen haben wird. Da verlässige Zahlwerte nicht vorliegen, muß diese Diskussion der Zukunft überlassen bleiben.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1921.

Von Werner v. Langsdorff.

Bei Beginn des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes lagen 46 Meldungen vor. Von den gemeldeten Flugzeugen waren 29 Eindecker, 15 Doppeldecker, 1 Anderthalbdecker. Infolge Transportschwierigkeiten usw. waren am 10. August nur 26 Flugzeuge anwesend. Später trafen noch mehrere Maschinen ein. Mit Ausnahme von Klemperer und Pelzner hatten sämtliche Teilnehmer die Führerprüfung abzulegen. Nach erfolgter technischer Prüfung wurden am ersten Wettbewerbstage folgende Flugzeuge von der Technischen Kommission zum Wettbewerb zugelassen:

Bewerber	Flugzeugart	Nr.	Kennzeichen
Flugwissenschaftliche Vereinigung Aachen	Eindecker »Schwarzer Teufel«	29	A
Aerodynamisches Institut u. Flugwissenschaftl. Vereinig. Aachen	Eindecker »Blaue Maus«	30	B
Nordbayerischer Luftfahrt-Verband E. V., Nürnberg	Doppeldecker Pelzner D 12	39	C
Nordbayerischer Luftfahrt-Verband E. V., Nürnberg	Doppeldecker D 11	40	D
Nordbayerischer Luftfahrt-Verband E. V., Nürnberg	Doppeldecker D 10	41	E
Bayerischer Aero-Club München	Eindecker	25	F

Am ersten Tag des Wettbewerbes (10. August) wurden 16 Flüge ausgeführt. Davon waren 12 Wettbewerbsflüge, an denen sich beteiligten: Pelzner, Klemperer, Bienen und Fromm. Die größte Anzahl der Flüge hatte Pelzner (8), Klemperer machte 3, Fromm und Bienen je einen Wettbewerbsflug. Die erzielten Leistungen sind aus der Zahlentafel ersichtlich. Die größte Fluglänge von Pelzner betrug 245 m, die größte Flugdauer 27 s. Der Höhenunterschied zwischen Start und Landung schwankte zwischen 20,5 und 45 m. Sämtliche Landungen erfolgten glatt.

Außer Wettbewerb flogen u. a. Bienen und Koller.

Am 11. August wurden nur Übungsflüge ausgeführt. Am 12. August fanden infolge ungünstiger Witterung (Regen und Nebel) keine Flüge statt.

Am 13. August starteten zu Wettbewerbsflügen Klemperer, Bienen und Fromm sowie Pelzner. Außer Wettbewerb flog Schulz. Die größte Fluglänge des Aachener Eindeckers betrug 344 m, die größte Flugdauer 62½ s. Der Höhenunterschied zwischen Start und Landung betrug im Mittel 58,3 m, die Gleitzahl 1 : 5,87. — Pelzner erreichte eine größte Fluglänge von 420 m und 41 s Flugdauer. Schulz flog bis 15½ s lang und erfüllte die Führerprüfung.

Bei westlichem Wind von durchschnittlich 8 m/s Stärke, zeitweise erheblich anschwellend, startete am Nachmittag des 14. August Wilhelm Leusch auf »Weltensegler«-Eindecker F N 4 vom Westhang der Wasserkuppe. Der Start erfolgte durch Hochheben des Flugzeuges durch vier Mann und Anlaufen gegen den Wind (etwa 10 m). Der Eindecker erhob sich in schnellem Fluge innerhalb von 1 min 46 s auf mindestens 50 m über die Aufstiegstelle. Infolge Bruches der Verwindungsvorrichtung stürzte das Flugzeug ab. Der Führer war sofort tot. Die Entfernung zwischen Abflugstelle und Absturzstelle betrug 975 m.

Am 15. August wurden infolge ungünstiger Witterung nur 7 Flüge, darunter 5 Wettbewerbsflüge ausgeführt. Es beteiligten sich Pelzner mit 4, Koller mit einem Flug. Letzterer legte 600 m in 53 s zurück. Pelzner erzielte eine Höchststrecke von 420 m, eine Flugdauer von 43 s. Sämtliche Landungen erfolgten glatt. Schulz machte außer Wettbewerb 2 Flüge bis zu 180 m Länge und 23 s Dauer. Bei der Landung beschädigte er seinen Doppeldecker leicht.

Am 16. August führte Klemperer vom Westhang der Wasserkuppe einen Talflug aus, bei dem er bei schwachem Wind in 242 s 1670 m zurücklegte. Bienen flog 261 m in 23 s. Pelzner flog 4 mal, bis 483 m weit, 45 s lang. Hähnlein 257 m in 19 s und beschädigte sein Flugzeug leicht.

Der 17. August brachte 3 Flüge von Koller, je einen von Fromm, Brenner, Schrenk. Die beiden letzteren erfüllen Flugzeug- und Führerprüfung auf derselben Maschine. Die größte Flugstrecke erzielte Koller mit 897 m, Fromm flog 191 m weit, Brenner 712 m. Die größte Flugdauer erzielte Koller mit 81 s. Der Höhenunterschied zwischen Start und Landung betrug 100 m, die Gleitzahl 1 : 7,45. Scharfbier auf Zeise-Eindecker macht einen Versuchsflug, in dessen Verlauf das Flugzeug aus etwa 6 m Höhe abstürzte und dabei beschädigt wurde. Der Führer wurde leicht verletzt.

[1]) H. Glauert, l. c.

[2]) L. Hopf, Der überzogene Flug, 1. Beiheft der ZFM 1920.

[3]) Nach einer Mitteilung meines Kollegen Dipl.-Ing. Klemperer.



Am 18. August flog Koller 160 m in 17½ s. Der Höhenunterschied zwischen Start- und Landungsstelle betrug 15 m.

Am 19. August fanden Flüge von Brenner, Koller und Klemperer statt.

Die letzten Tage des Wettbewerbes zeigten erhöhten Flugbetrieb. Verschiedene Flugzeuge trafen so spät ein, daß ihre Beteiligung an den Wettbewerbsflügen unmöglich wurde. Die Frist innerhalb welcher Führer- bzw. Leistungsprüfung abzulegen waren, lief am 23. August ab.

Zusammenstellung der Wettbewerbsflüge bis zum 19. August.

Lfd. Nr.	Tag	Name	Flugdauer s	Flugstrecke m	Höhenunterschied zw. Start u. Landgsstelle m	Start mit od. ohne Hilfe	Landung	Bemerkungen
1	10. 8.	Pelzner	19	155	30	ohne	glatt	
2	»	Klemperer	30	280	55,1	mit	»	
3	»	Pelzner	23	155	30	ohne	»	
4	»	»	25,5	230	40	»	»	
5	»	»	27	245	45	»	»	
6	»	»	20,5	145	30	»	»	
7	»	»	19	122	23,4	»	»	
8	»	»	19	155	30	»	»	
9	»	»	19	100	20,5	»	leicht beschädigt	
10	»	Bienen	32,5	245	45	mit	glatt	
11	»	Fromm	30	245	45	»	»	
12	»	Klemperer	34	195	35	»	»	
13	»	»	35,5	230	40	»	»	5 m überm Abflugort
14	13. 8.	»	62,5	344	58,3	»	»	
15	»	Bienen	40	344	58,3	»	»	
16	»	Fromm	24,5	160		»	»	
17	»	Pelzner	35	370		ohne	»	
18	»	»	40	410		»	»	
19	»	»	41	420		»	»	
20	15. 8.	Koller	53	600		mit	»	
21	»	Pelzner	43	420		ohne	»	
22	»	»	39	320		»	»	
23	»	»	37	320		»	»	
24	»	»	35	350		»	»	
25	16. 8.	»	21,5	220		»	leicht beschädigt	
26	»	Bienen	23	261		mit	glatt	
27	»	Klemperer	242	1670		»	»	Talflug
28	»	Pelzner	39	483		ohne	»	
29	»	»	30	254		»	»	
30	»	»	45	463	103,5	»	»	Gleitzahl 1:4,48
31	17. 8.	Koller	75	805	93,2	mit	»	Gleitzahl 1:8,65
32	»	Fromm	21	191	39,7	»	»	Gleitzahl 1:4,81
33	»	Koller	72	748	100	»	»	Gleitzahl 1:7,45
34	»	»	81	897		»	»	
35	18. 8.	»	17,5	160	15			
36	19. 8.	Brenner	23	140				
37	»	Koller	19	125				
38	»	»	25	130				
39	»	Klemperer	23	55	. . . .	. . . . . .	. . . .	Längere Zeit über Abflugstelle
40	»	»	42,5	60	. . . .	. . . . . .	. . . .	
41	»	»	31	60	. . . .	. . . . . .	. . . .	~ 1 m über Abflugstelle
42	»	»	216	675				
43	»	Pelzner	37	300				
44	»	»	30	188				
45	»	Klemperer	24	50	. . . .	. . . . . .	. . . .	~ 10 m über Abflugstelle
46	»	Koller	34	180				
47	»	»	46	388				
48	»	»	55	458				

Bis zum 20. August wurden somit 48 Wettbewerbsflüge ausgeführt. Die Zahl der Übungsflüge beträgt 17.

Folgende Flugzeuge wurden zu den Flügen verwendet:

Flugzeugart	Führer	Spannweite m	Länge m	Fläche m²	Gewicht kg
Aachen Eind. »Blaue Maus«	Klemperer	9,5	6	15	53
Aachen Eind. »Schwarzer Teufel«	Klemperer, Bienen, Fromm	9,3	6	15	65
Nürnberg Doppeld. D 10	Pelzner	6,2	3,75	17	19,5[1]
Nürnberg Doppeld. D 11	Pelzner	6	3,6	16	17,5[1]
Nürnberg Doppeld. D 12	Pelzner	5,4	3,7	14	11,5[1]
Bayer. Aero-Club Eind.	Koller	11	4	15	56
Flgt. Ver. Stuttgart Eind.	Brenner, Schrenk	9,4	5	14	60
Gotha Doppeld.	Haenlein	6,8	5,17	12,7	59
Drude Eind.	Drude	9	4,6	17,6	50
Weltensegler Eind.	Leusch, Scharmann, Dizuleit	16	4,1	18	42
Schulz Doppeld.	Schulz	6,4	3,55	14,2	28[1]

[1] Diese Maschinen sind Hängegleiter, steuerbar durch Gewichtsverlegung.

Am 20. August führte Koller 6 Flüge aus, darunter einen Talflug von der Kuppe bis Obernhausen. Die Entfernung beträgt 1901 m, der Entfernungsrekord Klemperers aus dem Vorjahre wurde damit überboten (1830 m — 1920). Die Flugdauer betrug 2 min 49 s, der Höhenunterschied zwischen Abflug und Landungsstelle 236 m.

Klemperer führte 3 Flüge bis 150 m aus. Brenner machte 2 Talflüge nach Süden, bis zu 1130 m Entfernung in 94 s. Haenlein auf Gotha-Doppeldecker flog 80 m in 12 s. Pelzner machte 4 kürzere Flüge.

Am 21. August führte Pelzner 16 Flüge aus mit einer Höchstdauer von 49 s und einer Höchststrecke von 435 m. Andere Flüge fanden nicht statt.

Am folgenden Tag, 22. August, machte Pelzner 16 Flüge bis 43 s Dauer. Koller flog 3 mal mit einer Höchstdauer von 2 min 10 s. Bei diesem Fluge legte er ein S mit zeitweise Rücken- und Seitenwind zurück, eine Kurve von 200° gelang. Brenner machte beim Versuch, einen geschlossenen Kreis zu fliegen, Bruch. Sein Eindecker wurde vom Rückenwind zu Boden gedrückt. Drude flog 32 s und erledigte Führer- und Flugzeugprüfung. Später beschädigte er sein Flugzeug bei der Landung schwer. Ittner (Nürnberg) flog 15 s. Leichter Bruch bei der Landung.

Bei fast völliger Windstille erlangten die unbemannten Segelflugmodelle Nesemann und Weltensegler in einer Reihe von Flügen bemerkenswerte Ergebnisse. Beide erreichten Höhen von etwa 10 m über dem Abflugspunkt. Weltensegler landete u. a. nach 1 min etwa 1 m über der Startstelle. Weltensegler fliegt 103 s, Nesemann 94½ s.

Am 23. August konnte infolge Nebels nur vormittags geflogen werden. Es führten Pelzner 6 Flüge aus, Haenlein, Martens u. a. Muttray auf Dresden-Doppeldecker. Besonders bemerkenswert war der Flug von Martens auf dem Eindecker der Akademischen Fliegergruppe Hannover, bei dem er über 4000 m in 333 s zurücklegte. Die Landung erfolgte glatt bei Oberndorf. Mit diesem Fluge, der als Führerprüfungsflug galt, brachte Martens den bisher von Koller gehaltenen Entfernungsrekord in seine Hand.

Am 24. August flog Martens 2 mal je 34 s. Koller flog 80 und 89 s und drehte 2 Kurven von 90°. Nachmittags Regenboen.

Am letzten Wettbewerbstag, 25. August, startete Pelzner 5 mal. Es gelang ihm 84 s in der Luft zu bleiben und eine Strecke von 865 m zurückzulegen. Koller flog einen geschlossenen Kreis in 98 s. Kurz darauf gelang es Martens, zwei vollständige Kreise zu fliegen. Flugdauer 5 min 33 s. Nachmittags startete Klemperer auf der Blauen Maus vom Westhang Richtung Siebla zum Talflug und landete nach 330¾ s 2580 m entfernt glatt. Koller flog bis Poppenhausen über 4000 m weit in 305 s.

Während der 14 tägigen Veranstaltung wurden trotz zeitweise herrschenden schlechten Wetters etwa 120 Flüge ausgeführt, mit einer Gesamtdauer von 6618 s und einer Gesamtstrecke von rd. 61 930 m. Schon diese Zahlen zeigen den Fortschritt dem Vorjahr gegenüber. Die einzelnen Leistungen verteilen sich wie folgt:

Aachen-Eindecker A 1920 (»schwarzer Teufel«), Führer: Klemperer, Bienen, Fromm.
Gesamtzahl: 343½ s, 2671 m.
Beste Leistung: 74 s, 520 m (Bienen).

Aachen-Eindecker B 1921 (»blaue Maus«), Führer Klemperer.
Gesamtzahl: 1302¼ s, 8024 m.
Beste Leistung: 330¾ s, 2580 m.

Dresden-Doppeldecker, Führer: Muttray.
Gesamtzahl: 98 s, 1340 m.
Beste Leistung: — —.

Drude-Eindecker, Führer: Drude.
Gesamtzahl: 43 s, 415 m.
Beste Leistung: 25 s, 250 m.

Hannover-Eindecker, Führer: Martens.
Gesamtzahl: 401 s, 4125 m (wahrscheinlich mehr).
Beste Leistung: 333 s, 4000 m (wahrscheinlich mehr).

Gotha-Doppeldecker, Führer: Haenlein.
Gesamtzahl: 59 s, ~ 637 m.
Beste Leistung: 28 s, ~ 300 m.

München-Eindecker, Führer: Koller.
Gesamtzahl: 1896⁷⁄₁₀ s, 19 443 m (wahrscheinlich mehr).
Beste Leistung: 305 s, 4000 m (wahrscheinlich mehr).

Nürnberg-Doppeldecker, Führer: Pelzner.
Gesamtzahl: 2332 s, 22 773 m.
Beste Leistung: 84 s, 865 m.

Nürnberg-Doppeldecker, Führer: Ittner.
Gesamtzahl: 15 s, ~ 200 m.
Beste Leistung: 15 s, ~ 200 m.

Schulz-Doppeldecker, Führer: Schulz.
Gesamtzahl: 152 s.
Beste Leistung: 46 s, 365 m.

Stuttgart-Eindecker, Führer: Brenner und Schrenk.
Gesamtzahl: 242 s, 2720 m.
Beste Leistung: 94 s, 1130 m.

Weltensegler-Eindecker, Führer: Leusch.
Gesamtzahl: 106 s, 975 m.
Beste Leistung: 106 s, 975 m.

Kurven wurden geflogen von:

Koller: 2 Kurven von 90°,
2 Kurven von 180°,
1 Kurve von 360°.

Martens: 2 Kurven von 360°.

Brenner: 1 Kurve von 200°.

Das Preisgericht trat am Morgen des 26. August zusammen. An Preisen kamen M. 72 500 zur Verteilung. Der Höhe der Preise entsprechend ergab sich folgendes Bild:

1. Martens M. 21 000,
2. Koller M. 15 000,
3. Klemperer M. 13 000,
4. Pelzner M. 8000,
5. Brenner M. 4500.

Der große Rhön-Segelpreis im Betrage von M. 30 000 wurde zurückgestellt.

Frühpreis: M. 500:
1. Pelzner,
2. Klemperer,
3. Pelzner.

Preis für die größte Gesamtflugdauer:
1. Pelzner M. 5000,
2. Koller M. 3000,
3. Klemperer M. 2000.

Preis für die größte Flugstrecke:
1. Koller M. 5000,
2. Martens M. 3000,
3. Klemperer M. 2000.

Preis für die kleinste mittlere Fallgeschwindigkeit:
1. Koller M. 4000,
2. Klemperer M. 4000,
3. Martens M. 2000.

Preis für die höchste Gleitzahl:
Martens M. 15 000.

Kyffhäuser-Flügel-Preis:
Martens M. 1000.

Agis-Preis (Start ohne Hilfsmannschaft mit anschließendem 15 s-Flug):
Pelzner M. 1000.

Von weiteren zur Verfügung stehenden Preisen erhielten:
Brenner M. 4500,
Muttray M. 1500,
Kammermayer, Schulz, Drude, Haenlein, Leusch je M. 1000,
Hackmack, Espenlaub, Freih. v. Lüttwitz, Richter, Zeise, Budig, Ittner, Schweizer je M. 500.
Einen Ehrenbecher erhielten die Angehörigen von Leusch †.

Außerdem standen Bücherstiftungen, Erinnerungsgaben usw. zur Verfügung von: Luftverkehrs-Gesellschaft, Rumpler-Werken und Feist-Sekt-Kellerei.

In der Sonderkonkurrenz für unbemannte Segelflugzeugmodelle:
1. Weltensegler-Eindecker M. 1000,
2. Nesemann-Eindecker M. 600.

Die oben aufgeführten Flüge wurden ausgeführt auf Flugzeugen folgender Melder:

1. Akademische Fliegergruppe Hannover A. Pröll: Freitragender Schirm-Eindecker.
Flächeninhalt 16 m², Spannweite 12,8 m. Gewicht 80 kg.
Führer: Martens.

2. Bayerischer Aero-Club, München: Eindecker mit verstellbarem Anstellwinkel.
Flächeninhalt 15 m², Spannweite 11 m, Gewicht 56 kg,
Führer: Koller.

3. Aerodynamisches Institut, Aachen. Freitragender Eindecker. 1921.
Flächeninhalt 15 m², Spannweite 9,5 m, Gewicht 53 kg,
Führer: Klemperer.



4. Aerodynamisches Institut, Aachen: Freitragender Eindecker. 1920.
   Flächeninhalt 15 m², Spannweite 9,3 m, Gewicht 65 kg, Führer: Klemperer, Bienen, Fromm.
5. Nordbayerischer Luftfahrt-Verein: Hängegleiter-Doppeldecker.
   Flächeninhalt 14 m², Spannweite 5,4 m, Gewicht 11,5 kg, Führer: Pelzner.
6. Nordbayerischer Luftfahrt-Verein: Doppeldecker, Gitterschwanz.
   Flächeninhalt 17 m², Spannweite 6,5 m, Gewicht 35 kg, Führer: Ittner.
7. Flugtechnischer Verein, Stuttgart: Eindecker, verspannungslos.
   Flächeninhalt 10 m², Spannweite 9,4 m, Gewicht 11,5 kg, Führer: Brenner, Schrenk.
8. Gothaer Gleit- und Segelflugverein: Rumpf-Doppeldecker.
   Flächeninhalt 12,7 m², Spannweite 6,8 m, Gewicht 59 kg. Führer: Haenlein.
9. Flugtechnischer Verein Dresden: Rumpf-Doppeldecker.
   Flächeninhalt 18 m², Spannweite 7,8 m, Gewicht 60 kg, Führer: Muttray.
10. Willi Drude, Berlin: Eindecker mit stark V-förmigen Flächen.
   Flächeninhalt 17,6 m², Spannweite 9 m, Gewicht 50 kg, Führer: Drude.
11. Segelflugzeugwerke Baden-Baden bzw. Weltensegler G. m. b. H.: Eindecker, schwanzlos.
   Flächeninhalt 18 m², Spannweite 15 m, Gewicht 42 kg, Führer: Leusch.
12. Ferdinand Schulz, Seeburg, Ostpr.: Hängegleiter-Doppeldecker.
   Flächeninhalt 14,2 m², Spannweite 6,4 m, Gewicht 28 kg, Führer: Schulz.

AEF
Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen.

Der Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen stellt den Entwurf XX, Bezeichnungen für Vektorgrößen, gemäß § 4, Abs. 3 seiner Satzung, zur Beratung und lädt die beteiligten Vereine ein, ihm das Ergebnis ihrer Beratungen bis Mitte Januar 1922 mitzuteilen. Zur gleichen Frist kann auch jedes Mitglied der beteiligten Vereine, wie auch sonst jedermann, sich zu dem Entwurf äußern. Es wird gebeten, von Äußerungen in Zeitschriften dem AEF stets wenigstens einen Abdruck zu senden.

Berlin, Mai 1921. Strecker.

Entwurf XX. Bezeichnungen für Vektorgrößen.

1. Vektoren werden mit (kleinen oder großen) Frakturbuchstaben bezeichnet: $\mathfrak{a}, \mathfrak{b}, \ldots \mathfrak{A}, \mathfrak{B}, \ldots$

Zusatz 1: In besonderen Fällen können Vektoren auch durch Überstreichen gekennzeichnet werden, z. B.: $\overline{r}, \overline{\omega}$.

Zusatz 2: Soll ein Vektor durch seinen Anfangspunkt A und seinen Endpunkt B dargestellt werden, so schreibt man $\overrightarrow{AB}$.

2. Der Betrag des Vektors $\mathfrak{A}$ wird mit $|\mathfrak{A}|$ bezeichnet; wo kein Mißverständnis zu befürchten ist, auch mit A.

3. Der zum Vektor $\mathfrak{A}$ gehörige Einheitsvektor wird mit $\mathfrak{A}^0$ bezeichnet: $\mathfrak{A} = |\mathfrak{A}|\mathfrak{A}^0$. In besonderen Fällen kann der Einheitsvektor auch mit dem entsprechenden kleinen deutschen Buchstaben bezeichnet werden: $\mathfrak{A} = |\mathfrak{A}|\mathfrak{a}$.

4. Zur Darstellung der Vektorsummen und Vektordifferenzen dienen die gewöhnlichen Plus- und Minuszeichen: $\mathfrak{A} + \mathfrak{B}$, $\mathfrak{A} - \mathfrak{B}$.

5. Das skalare Produkt zweier Vektoren wird dadurch bezeichnet, daß man die beiden Vektoren nebeneinander schreibt: $\mathfrak{A}\mathfrak{B}$. Nötigenfalls sind Vektorsummen, Vektordifferenzen und skalare Produkte in runde Klammern einzuschließen: $\mathfrak{A}(\mathfrak{B} + \mathfrak{C})$, $(\mathfrak{A}\mathfrak{B})\mathfrak{C}$. Skalare Faktoren können auch durch einen Punkt abgetrennt werden: $\mathfrak{A}\mathfrak{B}\cdot\mathfrak{C} = (\mathfrak{A}\mathfrak{B})\mathfrak{C}$.

Zusatz: $\mathfrak{A}^2$ bedeutet das skalare Produkt des Vektors $\mathfrak{A}$ mit sich selbst.

6. Das Vektorprodukt zweier Vektoren wird dadurch bezeichnet, daß man die beiden Vektoren nebeneinander schreibt und in eckige Klammern einschließt: $[\mathfrak{A}\mathfrak{B}]$, $[\mathfrak{A}(\mathfrak{B} + \mathfrak{C})]$.

Zusatz: Das Produkt $\mathfrak{A}[\mathfrak{B}\mathfrak{C}]$ kann durch $\mathfrak{A}\mathfrak{B}\mathfrak{C}$ bezeichnet werden.

7. Für den Gradienten des Skalars φ, für die Divergenz und den Rotor des Vektors $\mathfrak{A}$ werden die Bezeichnungen grad φ, div $\mathfrak{A}$, rot $\mathfrak{A}$ benutzt.

Zusatz 1: Der Rotor des Rotors von $\mathfrak{A}$ wird mit rot rot $\mathfrak{A}$ bezeichnet.

Zusatz 2: Soll von dem skalaren Produkt $\mathfrak{A}\mathfrak{B}$ der Gradient gebildet, dabei aber nur $\mathfrak{A}$ als veränderlich, $\mathfrak{B}$ als konstant betrachtet werden, so wird dies durch $\text{grad}_{\mathfrak{A}}(\mathfrak{A}\mathfrak{B})$ ausgedrückt.

8. Der Hamiltonsche Operator wird mit ∇ (sprich Nabla) bezeichnet. Wenn seine Anwendung auf Gradienten, Divergenzen, Rotoren führt, sind in den Rechnungsergebnissen die in 7. vorgeschlagenen Bezeichnungen zu bevorzugen. ∇^2 kann durch Δ ersetzt werden.

Zusatz: Wenn in $\nabla(\mathfrak{A}\mathfrak{B})$ nur der Vektor $\mathfrak{A}$ als veränderlich, $\mathfrak{B}$ als konstant betrachtet werden soll, so wird dies durch $\nabla_{\mathfrak{A}}(\mathfrak{A}\mathfrak{B})$ ausgedrückt: das gleiche gilt in entsprechenden Fällen bei anderen Produktbildungen mit ∇.

9. Die an Unstetigkeitsflächen (Sprungflächen) den Begriffen grad φ, div $\mathfrak{A}$, rot $\mathfrak{A}$ und ∇ entsprechenden Differenzenbildungen werden mit Grad φ, Div $\mathfrak{A}$, Rot $\mathfrak{A}$ (große Anfangsbuchstaben) und ∇ bezeichnet.

10. Die Grundvektoren (drei zueinander senkrechte Einheitsvektoren) werden mit $\mathfrak{i}, \mathfrak{j}, \mathfrak{k}$ bezeichnet.

11. Die vektorielle Projektion eines Vektors $\mathfrak{A}$ auf einen andern $\mathfrak{B}$ wird mit $\mathfrak{A}_{\mathfrak{B}}$, die vektorielle Projektion auf eine Gerade x mit $\mathfrak{A}_x$ bezeichnet, dagegen die skalaren Komponenten in bezug auf ein rechtwinkliges Achsenkreuz mit

$$A_x,\ A_y,\ A_z.$$

Wenn die Richtungen von $\mathfrak{i}, \mathfrak{j}, \mathfrak{k}$ mit denen der Achsen x, y, z übereinstimmen, so ist

$$\mathfrak{A}_x = A_x\mathfrak{i},\ \mathfrak{A}_y = A_y\mathfrak{j},\ \mathfrak{A}_z = A_z\mathfrak{k};$$
$$\mathfrak{A} = \mathfrak{A}_x + \mathfrak{A}_y + \mathfrak{A}_z = A_x\mathfrak{i} + A_y\mathfrak{j} + A_z\mathfrak{k}.$$

Zusatz: In besonderen Fällen können die skalaren Komponenten auch mit anderen passend gewählten lateinischen oder griechischen Buchstaben bezeichnet werden:

$$\mathfrak{r} = x\mathfrak{i} + y\mathfrak{j} + z\mathfrak{k}.\ \overline{\omega} = p\mathfrak{i} + q\mathfrak{j} + r\mathfrak{k}$$

Erläuterungen.

Von Fr. Breisig, Fr. Emde, Hamel, E. Jahnke, A. Korn, Reißner, R. Rothe und K. W. Wagner.

Allgemeines. Bei der Auswahl der Bezeichnungen der Vektoranalysis war in erster Linie die Rücksicht auf die Anwendung auf Geometrie, Mechanik, Physik und Technik maßgebend. In der Mehrzahl stimmen die vorgeschlagenen Bezeichnungen mit denen überein, die sich für diese Zwecke in Deutschland seit etwa 25 Jahren am meisten verbreitet haben.

Um den Gegenstand nicht allzusehr und über die genannten Bedürfnisse hinaus anwachsen zu lassen, wurde hier nur die eigentliche Analysis reeller Vektoren des gewöhnlichen dreidimensionalen Raumes berücksichtigt.

In einigen Fällen, wo in den Anwendungsgebieten eine besondere Bezeichnungsweise gebräuchlich ist, wurde diese neben der allgemeinen zugelassen. Neue Bezeichnungen — bis auf die für den Einheitsvektor — wurden nicht vorgeschlagen.

Grundsätzlich wurde es vermieden, auf die den Bezeichnungen zugrunde liegenden Begriffe einzugehen oder dafür Definitionen aufzustellen. Denn dies war nicht die Aufgabe des Ausschusses und hätte überdies in manchen Fällen zu Erörterungen von Fragen geführt, die der eigentlichen Vektoranalysis fremd sind. Hierhin gehört, um nur ein Beispiel anzuführen, die Entscheidung über die Wahl des rechtswendigen oder linkswendigen Achsenkreuzes.

Die Regeln der eigentlichen Vektoranalysis besitzen einen invarianten, d. h. von der Wahl eines Koordinatensystems

unabhängigen Charakter; daher kann man die Vektoranalysis aufbauen, ohne von der Zerlegung eines Vektors in Komponenten Gebrauch zu machen. Diese für die ganze Vektoranalysis grundlegende Tatsache kommt in dem Entwurf dadurch zum Ausdruck, daß von der Komponentenzerlegung erst am Schluß die Rede ist.

Die Erläuterungen zu den einzelnen Punkten können hier nicht mit wiedergegeben werden. Sie sind beispielsweise in der ETZ (Elektrotechn. Zeitschr.) abgedruckt. Ev.

Bücherbesprechungen.

Versicherung und Luftverkehr. Preisgekrönte Abhandlung von Dr. Hermann Döring, Syndikus der Deutschen Luft-Reederei. Verlag von E. S. Mittler & Sohn, Berlin 1921, 93 Seiten.

Die Arbeit erscheint unter den Veröffentlichungen des Deutschen Vereins für Versicherungs-Wissenschaft und verdankt ihre Entstehung einem Preisausschreiben dieses Vereins. Bei diesem Preisausschreiben, in welchem eine ausführliche wissenschaftliche Erörterung des Zusammenhanges von Versicherung und Luftverkehr gewünscht war, hat die vorliegende Arbeit den ersten Preis erhalten; sie ist als allein preiswürdig befunden worden.

Der Verfasser bespricht in einem allgemeinen Teil zunächst die Entwicklung und den Umfang des Luftverkehrs, insbesondere nach Beendigung des Krieges und gibt wertvolles Zahlenmaterial über diesen Umfang sowohl für Deutschland als auch für die anderen europäischen Länder. Er gibt statistische Unterlagen für die im Luftverkehr eingetretenen Schäden und untersucht die Fehlerquellen, auf welche diese Schäden zurückzuführen sind. Dabei wird das — natürlich noch sehr lückenhafte — statistische Material aus inländischen und ausländischen Zeitschriften berücksichtigt. Bevor der Verfasser alsdann auf die eigentliche Versicherung eingeht, bespricht er die derzeitigen gesetzlichen und behördlichen Regelungen der Luftfahrt — und zwar für Deutschland sowie nach internationalen Grundsätzen — und erörtert die Stellungnahme des deutschen Entwurfs eines Luftverkehrsgesetzes. In dieser Beziehung ist natürlich der erst im Juli 1921 vom Reichsverkehrsminister dem Reichstag vorgelegte neue Entwurf eines Luftverkehrsgesetzes, welcher von den früheren Entwürfen in einzelnen Punkten erheblich abweicht, noch nicht berücksichtigt, da dieser Entwurf erst nach Erscheinen der Arbeit veröffentlicht worden ist. Der Verfasser bespricht dann die eigentliche Versicherung in 5 Abschnitten:

Soziale Versicherung (Gewerbliche Unfall-Versicherung, Krankenversicherung, Invaliden- und Hinterbliebenen-Versicherung, Angestellten-Versicherung); Private Versicherung (Lebensversicherung und Unfallversicherung); Haftpflichtversicherung, Transportversicherung und Feuerversicherung.

Das ziemlich trockene Material wird in flüssiger und anschaulicher Form vorgetragen, so daß das Buch sich außerordentlich leicht liest. Überall wird das statistische Material in anschaulichen Tabellen beigefügt. Der Verfasser geht mit Recht davon aus, daß die Frage der Haftpflicht nur erörtert werden kann, wenn zuvor die rechtliche Frage der Haftung untersucht wird. Er bespricht daher die rechtlichen Fragen der Haftung in kurzer aber anschaulicher Weise und nimmt auch auf besonders wichtige Entscheidungen des Reichsgerichts Bezug. Von der Besprechung besonders schwieriger Rechtsfragen und vom Eingehen auf juristische Streitfragen hält der Verfasser sich mit Recht fern. Seine Rechtsausführungen sind so klar, daß sie auch dem juristischen Laien ohne weiteres verständlich sind. In seinen Vorschlägen für die künftige Gestaltung der Haftung im Luftverkehr hält der Verfasser einen verständigen Mittelweg ein zwischen den Interessen des Luftverkehrs und denen der Allgemeinheit.

Vergeblich habe ich in der Abhandlung eine Stellungnahme zu der Frage der zwangsgenossenschaftlichen Haftung gesucht. Eine solche Stellungnahme wäre m. E. erwünscht gewesen.

Das Buch kann jedem, der an der Entwicklung des Luftverkehrs Interesse hat, nur wärmstens empfohlen werden.

Dr. Ernst Tauber, Rechtsanwalt und Notar in Berlin.

„Großer Atlas der Eisenbahnen und Schiffahrt von Mitteleuropa“. 22. Auflage, Jahrgang 1920/21, herausgegeben von Alexander Duncker, Verlag für Börsen- und Finanzliteratur A.-G., Berlin W 35.

Das erstklassige Karten- und Tarifwerk ist wieder im Januar 1921 erschienen. Der Atlas enthält in klarer musterhafter Zeichnung ohne alles unnütze Beiwerk auf 66 in 6 Farben kolorierten Spezialkarten sämtliche Eisenbahn-, Fluß- und Kanalfrachtstraßen nach politischen Gebieten, Eisenbahnverwaltungen und Direktionsbezirken nebst alphabetischem Register über ca. 50000 Eisenbahnstationen mit genauen Angaben der Befugnisse und Bezeichnungen der Haltestellen für Personen-, Gepäck-, Eil- und Güterverkehr, Kohlenstationen und Güternebenstellen und über 100000 km-Entfernungsangaben. Das beigefügte Verzeichnis der Nicht-Eisenbahnstationen enthält über 70000 Industrie- und Verkehrsorte mit Kilometerangabe der nächstgelegenen Post- und Eisenbahnstation. Das Werk ist zur Berechnung von Güterfrachten wie bisher äußerst dienlich, wozu sehr viel beiträgt, daß die am 1. April 1921 in Kraft getretenen neuen Tarife dem Atlas in der amtlichen Ausgabe gratis beigegeben werden. Außerdem ist ein zuverlässiges Speditionsverzeichnis der bedeutendsten Spediteure des In- und Auslandes nebst einem internationalen Anzeiger für Spedition, Möbeltransport und Industrie angefügt. Das mit den neuesten Ländergrenzen, Güterklassifikationen und Frachttarifen versehene Nachschlagewerk hat sich in den bisherigen Auflagen ausgezeichnet bewährt, so daß wir alle Betriebe, die mit dem Großhandel zu rechnen haben, auch die neue Auflage bestens empfohlen werden kann. —r.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Erhöhung der Mitgliedsbeiträge.

Laut Beschluß der VII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung in München ist der Mitgliedsbeitrag für ordentliche Mitglieder auf M. 80.— und für außerordentliche auf M. 240.— erhöht worden. Hierbei ist zu bemerken, daß der Teuerungszuschlag in Zukunft wegfällt.

Die Beihefte werden vom 1. I. 22. kostenlos geliefert.

Der Beitrag für nichtreichsdeutsche Mitglieder wird mit der Geschäftsstelle von Fall zu Fall vereinbart.

2. Soeben haben wir durch den Verlag R. Oldenbourg an unsere sämtlichen Mitglieder das Buch Rumpler »Der 1000 PS-Flugmotor« versandt, da wir annahmen, daß das Buch infolge seiner hochinteressanten Ausführungen das Interesse aller Luftfahrkreise erwecken würde. Wir bitten unsere Mitglieder, als Unkostenbeitrag für jedes Exemplar M. 20.— auf unser Postschekkonto Berlin Nr. 22844 zu überweisen.

3. In den Vorstandsrat der WGL wurden anläßlich der VII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung neu gewählt:

1. Baeumker, Berlin-Steglitz,
2. Prof. Berson, Berlin-Lichterfelde:
3. Direktor Bleistein, Königswusterhausen,
4. Prof. Emden, München,
5. Dr. Everling, Köpenick,
6. Justizrat Hahn, Berlin,
7. Dipl.-Ing. Klemperer, Aachen,
8. Dr. Mader Dessau,

4. Neuaufnahmen:

Polizeimajor Mühlig-Hofmann, Stettin, Linsingenstraße 61.

cand. phys. Th. Dreisch, Bonn, Lessingstr. 20.

Hans Georg von Morgen, Schweriner Industrie-Werke G. m. b. H., Schwerin i. M., Marstall.

Ing. Georg Schmidt, Berlin-Johannisthal, Moltkestraße 22.

Dr. Karl Arnstein, Friedrichshafen a. B., Klosterstraße 4.

Karl Lüdemann, Freiberg i. Sa., Albertstr. 26.

Dipl.-Ing. G. Lachmann, Darmstadt, Hoftheaterplatz 1.

Ing. Ernst Herrmann, Halle a. S., Bräuhausstr. 3/I.

Direktor Jordan, Lloyd-Luftdienst, Bremen, Bismarckstraße 63.

Hans Frhr. von Könitz, Ising a. Chiemsee, Oberbayern.

Fabrikdirektor Walter Hildebrandt, Freiberg i. Sa., Leipzigerstr. 7.

Kaufmann Fritz Schweizer, Gersfeld, Rhön, Hotel Adler.

Fabrikbesitzer Hans Hiedemann, Köln a. Rh., Mauritiussteinweg 27.

Obering. K. Dettmer, Lloyd-Luftdienst, Bremen, Rolandstr. 26.

Oblt. a. D. Heinz Greetz, Stettin, Derfflingerstr. 6.

Dr.-Ing. R. Schellenberg, Berlin W 50, Pragerstr. 27.

5. Adressenänderungen:

Dr. Madelung, c. o. Mr. Fritz Achelis, 11 Mercer Street, New York N. Y.

von Dickhuth-Harrach, Potsdam, Alleenstr. 10a.

Polizeimajor v. Schröder, Hamburg, Hasselbrookstraße 19/I.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Amerika.

Drei Jahre Luftpostdienst der Vereinigten Staaten von Nordamerika. Am 15. Mai 1921 schließt das 3. Betriebsjahr mit einem Gesamtergebnis von mehr als 2250000 Flugmeilen (3622500 km) ab. Während dieser Zeit sind mehr als 80000000 Briefe oder etwa 2000000 lbs Post (908000 kg) befördert und 87 vH der nach Aufstellung vom 15. März 1921 fahrplanmäßigen Flüge durchgeführt worden.

Zusammenstellung vom 15. 5. 18 bis 15. 3. 21.

	Monat	Postflug		Betriebsleistung in vH	Postgewicht		Anzahl der Postsäcke	Kosten des Postdienstes
		Meilen	km		lbs	kg		Doll.
1918	Mai	5 324	8 660	78,87	4 750	2 160	190 000	3 682,11
	Juni	10 685	17 195	94,97	13 081	5 940	523 240	9 922,71
	Juli	11 855	19 086	97,57	16 967	7 700	678 680	10 001,46
	August	11 984	19 264	99,96	16 588	7 560	663 520	9 555,67
	September	10 900	17 520	100,00	15 200	6 900	608 000	9 638,74
	Oktober	11 617	18 720	98,68	16 788	7 610	671 520	9 841,76
	November	11 118	17 920	98,07	16 854	7 650	674 160	10 673,68
	Dezember	8 415	13 560	77,23	17 778	8 060	711 120	13 300,46
1919	Januar	9 653	15 545	82,00	18 105	8 225	724 200	13 741,58
	Februar	9 307	15 000	88,18	15 489	7 025	619 560	13 645,16
	März	10 699	17 200	92,59	17 531	7 960	701 240	13 880,29
	April	11 105	17 900	95,06	16 677	7 565	667 080	13 516,44
	Mai	22 578	36 280	96,92	26 627	12 120	1 065 080	17 715,66
	Juni	30 835	49 620	99,53	35 647	16 290	1 425 880	30 891,62
	Juli	56 577	91 000	96,04	48 704	22 190	1 948 160	41 134,38
	August	58 022	93 500	98,43	56 870	25 820	2 274 800	40 614,59
	September	56 308	90 600	98,60	55 668	25 320	2 226 720	34 861,53
	Oktober	50 436	81 200	86,27	55 095	25 030	2 203 800	35 609,03
	November	41 757	67 250	86,61	54 084	24 585	2 163 360	31 127,58
	Dezember	35 788	57 520	73,61	41 246	18 720	1 649 840	33 909,86
1920	Januar	33 952	54 580	69,83	43 125	19 580	1 725 000	52 551,66
	Februar	32 647	52 560	71,02	37 242	16 920	1 489 680	46 004,12
	März	37 861	61 000	77,25	42 361	19 250	1 694 440	44 785,71
	April	41 890	67 500	86,16	42 066	19 110	1 682 640	55 343,40
	Mai	54 138	87 200	90,72	51 112	23 200	2 044 480	57 004,83
	Juni	49 867	80 250	69,74	59 005	26 800	2 360 200	80 209,43
	Juli	69 140	111 200	96,69	68 401	31 200	2 736 040	85 993,59
	August	73 455	118 200	92,42	73 140	33 220	2 925 600	73 026,93
	September	105 847	170 200	73,84	91 150	41 400	3 646 000	108 751,76
	Oktober	123 274	198 750	79,68	89 541	40 700	3 581 640	123 618,68
	November	114 750	184 900	73,50	87 302	39 600	3 492 080	121 501,18
	Dezember	127 306	204 500	75,42	89 942	40 600	3 597 680	131 205,96
1921	Januar	132 679	213 800	73,23	84 435	38 400	3 377 400	136 488,61
	Februar	130 431	210 000	81,90	88 135	40 200	3 525 400	131 855,43
	März	81 388	131 000	91,05	52 563	23 860	2 102 520	67 086,01
	Gesamt	1 683 589	2 717 500	86,90	1 559 269	708 200	62 370 760	1 711 691,61 [1])
	Monatlicher Durchschnitt	48 102	77 450	86,90	44 550	20 320	1 782 020	48 905,47

[1]) Diese Kosten schließen ein: 6 vH Zinsen vom Anlagekapital und alle Reparaturkosten für beschädigte und wiederaufgebaute Flugzeuge, aber umfassen nicht die Verringerung, die das Postdepartement für aufgebrauchtes und überschüssiges Kriegsmaterial berechnet.

Durchschnittliche Kosten für die Flugmeile.

I. Verwaltung.

Tatsächliche jährl. Flugpostleistung: 1752679 Meilen (2822000 km).

Amortisation der Gebäude		16⅔ vH
Schleppwagen, Werkzeug usw.	Doll.	22241,66
Besoldungen	»	49746,84
Fracht- und Reiseausgaben	»	70716,57
Schreibmaterial, Druck-, und Nebenkosten	»	3472,00
F. T.-Telegraph und -Telephon	»	29800,00
6 vH Zinsen des Anlagekapitals	»	44607,00
Gesamt-Verwaltungskosten jährl.	Doll.	220584,07
pro Meile	Cts.	12,59
pro km	»	7,80

II. Betriebskosten.

(15. 5. 18 bis 30. 11. 20; 2½ Jahre.)

Insgesamt mit Post geflogene Entfernung: 1211785 Meilen (1950970 km).

Benzin	Doll.	160697,79
Schmiermittel	»	28802,37
Dienst- und Wachleute	»	87735,61
Motorräder und Schlepper	»	57124,25
Übertrag	Doll.	334360,02
Übertrag	Doll.	334360,02
Mieten, Licht, Heizung, Kraft, Wasser, Telephon	»	24983,28
Verschiedenes	»	112835,50
Flugzeugführer	»	141562,70
Mechaniker und Gehilfen	»	212113,96
Reparaturen und Zubehörteile	»	251664,67
Gesamtkosten	Doll.	1077520,13
pro Flugmeile	Cts.	88,92
pro km	»	55,10

Notlandungen.

Die Zahl der Notlandungen betrug vom 15. 5. 18 bis 28. 2. 21, während welcher Zeit 1602201 Meilen (2586500 km) mit Post geflogen wurden:

veranlaßt durch:

1. Motorstörungen	734
2. Wetter	757
Gesamt	1491

auf 2182 Flugpostmeilen (3520 km) 1 Notlandung zu 1.,
» 2116 » (3450 ») 1 » » 2.,
» 1075 » (1730 ») 1 » überhaupt.

Fahrpläne und Vorteile des Luftverkehrs sowie die Grundlagen der Statistik werden eingehend beschrieben.
(Aviation, 2. Mai 1921.) 21/35. 11.



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugzeugbeschreibung. Wattine-Jagdeindecker. Hochdecker mit dicht über dem Rumpf gelagertem, halb freitragendem und durchlaufendem Flügel mit beiderseits nur einem Verspannseil und dickem Flügelschnitt. Torpedoförmiger Duraluminrumpf. Normales Fahrgestell mit im Rumpf liegender Federung.

Motor Hispano-Suiza	300 PS
Spannweite	12,00 m
Länge	7,50 m
Erwartete Höchstgeschwindigkeit in 4 km Höhe	260 km/h
Gipfelhöhe	8,5 km

— L'Air, Bd. 3, Nr. 42, 5. Aug. 1921, S. 25 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/35. 13.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Hanriot-Metalldoppeldecker.

Hanriot HD 15-Doppeldecker. Zweisitzer für Jagd und Aufklärung in großen Höhen, schnell, wendig, genügend bewaffnet und für längere Aufträge (4 h Flugdauer) vorgesehen. Ausgerüstet mit Rateau-Kreiselvorverdichter, der eine Gleichleistungsgrenze 5 km gewährt. Vorwiegend aus Leichtmetall. Einstieliger, in der vorderen Verspannebene verstrebter Doppeldecker mit gleichgroßen dicken Flügeln ohne V-Stellung, Pfeilform oder Staffelung. Flügel einholmig mit zwei falschen Holmen aus Duralumin-Rundrohr und Metallrippen in Gitterträgerbauart. Baldachin von 1,70 m Breite im Oberflügel. Leitwerk fest mit Rumpf verbunden. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt aus Duralumin-Rundrohren; Felder mit Rohrverstrebungen. Normales Fahrgestell mit Duraluminrohren in Stahlbeschlägen, leicht auswechselbar. Hilfsachsen ebenfalls aus Duralumin. Gummifederung. Einstellbarer Schwanzsporn. Knüppelsteuerung.

Motor Hispano mit Rateau-Kreiselvorverdichter	300 PS
Ganze Spannweite (oben und unten)	11,40 m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,40 m
Ganze Länge	7,60 m
Tragfläche	28 m²
Leergewicht	0,83 t
Zuladung	0,40 t
Betriebsstoffe	0,32 t
Nutzlast	0,72 t
Fluggewicht	1,65 t (!?)
Flächenbelastung	58,9 kg/m²
Leistungsbelastung (300 PS)	5,5 kg/PS
Betriebshöhe	7 km
Geschwindigkeit in 7 km Höhe	230 km/h
Steigzeit auf 7 km Höhe	20 min
Rechnungsgipfelhöhe	10,25 km

Hanriot HD 18-Dreisitzer für Bombenwurf. Leicht zerlegbar. Beobachter auf Klappsitz neben Führer, dahinter M.-G.-Schütze im Drehkranz. Ortungs- und F.T.-Gerät auf einem Instrumentenbrett übersichtlich angeordnet, kann sowohl vor den Beobachtersitz als auch, wenn Flugzeug zweisitzig geflogen, nach rückwärts vor den Sitz des M.-G.-Schützen verschoben werden. Gleich große, gestaffelte Flügel mit dem dicken Flügelschnitt des HD 15, ohne V- und Pfeilstellung. Zweistieler. Stielbeschläge aus gegossenem Duralumin. Jeder Flügel mit zwei Holmen und dreiteilig. Länge jedes Flügelteiles 5,80 m. Stiele einstellbar. Rumpf in zwei Teile zerlegbar. Rohre aus Duralumin mit stählernen Verbindungsstücken mit hinten angeschweißten Augen (Herstellung wie beim HD 15). Fahrgestell mit einem Stoßrad- und einem Hauptradpaar von 2,40 m Abstand, ähnelt dem des HD 15. Federung nachstellbar und leicht auszuwechseln. Zwei zur Kühlregelung abdeckbare Lamblin-Kühler. Betriebsstoffbehälter für 4 h Flug (430 l) im unteren Rumpfteil. Einbau von Zusatzbehältern an Stelle der Bombenladung vorgesehen. An Bomben können 400 kg folgender Größen mitgeführt werden: 10 und 50 kg-Bomben in im Rumpf zwischen den Flügelholmen eingebautem Abwurfgerät, 100 kg-Bomben unter den Flügeln. Bewaffnung besteht aus zwei beweglichen Lewis-M.-G. im Drehkranz mit Tiefschuß-Pivot.

Motor Renault	300 PS
Spannweite in beiden Flügeln	13,10 m
Ganze Länge	9,50 m
Tragfläche	42 m²
Leergewicht	1,00 t
Zuladung	0,90 t
Betriebsstoffe	0,33 t
Nutzlast	1,23 t
Fluggewicht	2,23 t
Flächenbelastung	53,1 kg/m²
Leistungsbelastung (300 PS)	7,4 kg/PS
Geschwindigkeit in Bodennähe	170 km/h
Betriebshöhe	1,5 km
Geschwindigkeit in 1,5 km Höhe	160 km/h
Gipfelhöhe	5,5 km

— L'Air, Bd. 3, Nr. 43, 20. Aug. 1921, S. 16/17 (4 Sp., 1 Lichtb. des Belastungsversuchs an der Flügelzelle des HD 15). W. **21/35. 14.**

Flugzeugbeschreibung. Neuere Farman-Doppeldecker:

Farman-F. 70-Doppeldecker mit 300 PS-Renault oder 265 PS-Salmson, einstielig mit normaler Verspannung, gleich große und ungestaffelte Flügel ohne V- und Pfeilform mit rechteckigem Grundriß. Baldachin von Rumpfbreite. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt. Ruder nicht entlastet und an Flossen angeschlossen. Leitwerk mit günstigem Seitenverhältnis durchgebildet. Höhenflosse rechteckig, kleine Kielflosse in Dreieckform. Rumpfvorderteil beim Salmson-Motor anscheinend mit rundem Salmson-Bugkühler, außerdem zwei schmale Standkühler an den vorderen Baldachinstreben. Normales Fahrgestell. Einfache Bauart. Ausrüstung als Militärflugzeug mit zwei M.-G., als Verkehrsflugzeug mit ganz im Rumpf eingebautem, vorn liegendem Abteil für vier Reisende.

Farman-»T. O. E.«-Verkehrsdoppeldecker, ähnelt dem Farman-F. 70. Einstieliger Doppeldecker wie vor. Querruder nur im Oberflügel. Leitwerk wie vor. Einstellbare Höhenflosse. Mitteldicker Flügelschnitt. Fahrgestell besteht aus zwei N-Stielen aus Holz mit Sperrholzverkleidung, die durch Stahlrohrachse miteinander verbunden sind. Gummifederung. Zwei Palmer-Räder (800 × 150 mm). Hauptbenzintanks unmittelbar hinter Motor, dahinter Feuerschott; hinter diesem geschlossenes Abteil für sechs Reisende. Führer sitzt hinter Abteil. Kühlung durch zwei schmale Standkühler vor den vorderen Baldachinstreben.

Motor, Renault	300 PS
Spannweite (in beiden Flügeln)	13,9 m
Flügeltiefe (in beiden Flügeln)	2,3 m
Flügelabstand	2,3 m
Ganze Länge	9,4 m
Tragfläche	62,2 m²
Leergewicht	1,00 t
Fluggewicht	2,00 t
Flächenbelastung	32,5 kg/m²
Leistungsbelastung (300 PS)	6,6 kg/PS

Farman-Einmotoren-Flugboot, aus den Georges Lévy-Flugbooten (vgl. 21/28. 48) hervorgegangen. Doppeldecker-Flugboot mit nach rückwärts beiklappbaren Flügeln. Seitenruder entlastet. Boot aus Eschenholzrahmen mit Mahagonibekleidung (Boden vorn drei, hinten und an den Seiten zwei Lagen). Birkensperrholz an nicht beanspruchten Bootsteilen. Boot unterschottet. Leicht auszubauende Betriebsstoffbehälter im Boot, enthalten Betriebsstoff für 4 h-Vollgasflug. Schwimmer an den Flügelenden verdrängen 300 l und sind mit Abflußhähnen versehen. Motor in Eschenholzstreben und -holmen gelagert, treibt nicht untersetzte Druckschraube an.

Motor, Renault	450 PS
Nutzlast	1,00 t
Höchstgeschwindigkeit	170 km/h
Steigzeit auf 2 km Höhe	15 min

Farman-Dreimotoren-Flugboot (vgl. 21/28. 48) für die französische Marine, kürzlich von dieser bei St. Raphael erprobt. Bootskonstruktion ähnlich der des Einmotoren-Flugbootes. Strebenaufbau für die Lagerung der drei Motoren steht nicht mit dem Oberflügel in Verbindung. Querruder nur im Oberflügel. Kein Ruder entlastet. Zelle außerhalb der Motorverstrebungen normal zweistielig, außerdem in der Mitte noch einmal abgefangenes Auslegerstielpaar nach dem überragenden Ende des Oberflügels. Schwanzleitwerk auf dem hochgezogenen Bootsende. Sitze für zwei Führer, einen Beobachter in der Bootsspitze und einen im Boot hinter den Flügeln.

Motoren, drei Panhard-Levassor	je 350 PS
Gesamtleistung	1050 PS
Spannweite (Oberflügel)	33 m
Flügeltiefe	3,6 m
Länge	18 m
Tragfläche	200 m²
Leergewicht	4,50 t
Nutzlast	2,50 t
Davon Ballast	0,50 t
Fluggewicht	7,00 t



Flächenbelastung	35,0 kg/m²
Leistungsbelastung	6,7 kg/PS

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 8, 24. Aug. 1921, S. 174, 176 (3 Sp., 6 Lichtb.). W. **21/36. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Österreichische Brandenburg-Kriegsflugzeuge. — Hans Kostiwal, Österreichischer Motor. — Der Flug, Bd. 8, Nr. 15/16, 1. Aug. 1921, S. 24/25 (4 Sp., 4 Lichtb., 2 Zusammenstellungen der Zahlenangab. und 3 Zahltaf. der Flugzeugbauarten). W. **21/36. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Der Nieuport-Delage-»30. T.«-Verkehrsdoppeldecker, aus der Nieuport-»Berline« von 1919/20 hervorgegangen und ursprünglich für den Wettbewerb um den »Großen Preis« des französischen Aero-Klubs bestimmt, infolge des nicht vollständig in Frankreich von Darracq gefertigten Sunbeam-Coatalen-Motors nicht zugelassen. Normaler Einstieler mit in der Mitte noch einmal durch Streben abgestütztem Auslegerstielpaar zum überragenden Oberflügelende. Oberflügel nach rückwärts gestaffelt und leicht V-förmig gestellt. Unterflügel gerade. Flügelgrundriß rechteckig mit abgerundeten Ecken. Querruder nur im Oberflügel. Seitenruder mit kleiner, überstehender Ausgleichsecke. Ruder mit recht günstigem Seitenverhältnis. Kielflosse langgestreckt. Höhenflosse auf Unterseite stärker ausgewölbt. Höhenruder geteilt. Hoher Rumpf mit rechteckigem Querschnitt, vorn in Sperrholzbauart, hinter Abteil Holzdrahtrumpf. Führerraum mit zwei nebeneinander liegenden Sitzen (Führer links) unmittelbar hinter Motor, darunter die Betriebsstoffbehälter; geräumiges, geschlossenes Abteil für sechs Reisende dahinter. Senkrechte Rumpfschneide. Normalfahrgestell aus Stahlrohren mit Holzverkleidung und Kreuzverspannung. Im hinteren Teil des Abteils Platz für F. T.-Raum. Abteiltür auf der linken Rumpfseite. Motorholme aus Duralumin, in zwei Schotts gelagert. Vierflüglige Chauvière-Luftschraube. Drei Lamblin-Kühler unter dem Rumpfvorderteil unmittelbar vor den vorderen Fahrgestellansatzpunkten. (Hinsichtlich der Zahlenangaben vgl. auch 21/29. 32).

Motor, Sunbeam-Coatalen (Darracq)	420 PS
Leistung (normal) bei 2000 Umdr./min	420 PS
Spannweite Oberflügel)	18,0 m
» (Unterflügel)	13,0 m
Flügeltiefe (Oberflügel)	3,0 m
» (Unterflügel)	2,55 m
Flügelabstand	3,0 m
Querruderspannweite (zusammen)	5,95 m
Querrudertiefe (gleichbleibend)	0,52 m
Tragfläche	82 m²
Leergewicht	2,00 t
Betriebsstoffe	0,75 t
Ladung	0,85 t
Nutzlast	1,60 t
Fluggewicht	3,60 t
Flächenbelastung	43,8 kg/m²
Leistungsbelastung (420 PS)	8,58 kg/PS

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 8, 24. Aug. 1921, S. 173 (1½ Sp., 3 Übersichtsskizz. o. Maßangab.). W. **21/36. 39.**

Flugzeugbeschreibung. Das Latham-Viermotoren-Verkehrsflugboot jetzt fertiggestellt, ähnelt dem Dreimotoren-Flugboot. Zwei Zug- und zwei Druckschrauben.

Motoren, vier Salmson	je 250 PS
Gesamtleistung	1000 PS
Spannweite (Oberflügel)	31,65 m
» (Unterflügel)	23,70 m
Ganze Länge	18,20 m
Ganze Höhe	4,90 m
Gesamte Tragfläche	180 m²
Leergewicht	4,45 t
Nutzlast	2,75 t
Fluggewicht	7,20 t
Flächenbelastung	40,0 kg/m²
Leistungsbelastung (1000 PS)	7,20 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	163 km/h
Höchstgeschwindigkeit in 1 km Höhe	160 km/h
Höchstgeschwindigkeit in 2 km Höhe	156 km/h
Steigzeiten: auf 1 km in	8 min
» 2 » »	19 min
» 3 » »	30 min

— Aeronautics, Bd. 21, Nr. 406, 28. Juli 1921, S. 72 (½ Sp., 1 Lichtbild). W. **21/36. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Das zweimotorige Remington-Burnelli-Großflugzeug. Sehr breiter Rumpf mit Profilquerschnitt. Vorne auf jeder Ecke des überall gleichbreiten Rumpfes ein 400 PS-Liberty-Motor. Tragzelle trotz 22,5 m Spannweite einstielig. Wartbare Motoren. Seitenverhältnis beider Tragflügel 1 : 6,66. Übliche Holzbauart mit 2 Holmen. 1° V- und 3° Pfeilform. Einstellwinkel, bezogen auf Schraubenachse, 2°. Einteiliges, schmales, entlastetes Höhenruder. Zwei entlastete Seitenruder. Holzdrahtboot mit festen Spanten und gewellter Duraluminiumblechaußenhaut. Luftschrauben-Dmr. 3,13 m. Lichter Raum zwischen den Luftschraubenenden 25,4 mm. Ausblick nach vorne bei der Landung schlecht. Vierrädriges Doppelfahrgestell.

Abmessungen:	
Länge	12,54 m
Spannweite	22,54 »
Höhe	5,49 »
Rumpfbreite	4,27 »
Flügelabstand	3,50 »
Spurweite	4,80 »
Oberflügelfläche	68,00 m²
Unterflügelfläche	54,50 »
Rumpffläche	47,00 »
Gesamte Tragfläche	169,50 »
Querruderfläche	11,50 »
Höhenflossenfläche	4,65 »
Höhenruderfläche	9,65 »
Kielflossenfläche	2,32 »
Seitenruderfläche	3,70 »
Gesamtgewichte:	
Leergewicht	3700 kg
Betriebsstoffe	1370 »
25 Reisende bzw. Bombenlast	1600 »
Gesamte Nutzlast	2970 »
Fluggewicht	6670 »
Flächenbelastung (169,5 m²)	39,3 kg/m²
Leistungsbelastung (800 PS)	8,35 kg/PS
Geschätzte Flugleistungen:	
Steiggeschwindigkeit in Bodennähe	275 m/min
Gipfelhöhe	4,3 km
Höchstgeschwindigkeit a. B.	178 km/h
Sparfluggeschwindigkeit	154 »
Landegeschwindigkeit	80 »
Flugdauer	8 h

— Illustrierte Flugwoche, Bd. 3, Heft 18, 31. August 1921, S. 363/366 (5 Sp., 2 Abb.). Hn. **21/36. 41.**

Materialkunde. Verfahren zum gewerbsmäßigen Herstellen von Wasserstoff-Traggas. Füllgas muß billig und rein sein, sich leicht aufspeichern und in großen Mengen erzeugen lassen. Das Verfahren im einzelnen richtet sich nach den Bodenvorkommen, der Verwendbarkeit von Nebenerzeugnissen usw.

In jedem Falle wird erst Wasser zersetzt. Wassergas, nach dem Verfahren von Dellwick-Fleischer oder Humphrey und Glasgow durch Zusammenwirken von Wasserdampf mit glühendem, z. B. in der vorhergehenden Blase-Periode mit Sauerstoff zusammengebrachtem Koks erzeugt, enthält bei geeigneter Temperatur 52 vH Wasserstoff, im übrigen hauptsächlich Kohlenoxyd, das man durch ungelöschten Kalk binden kann, Verfahren der Chemischen Fabrik Griesheim-Elektron. Der kohlensaure Kalk wird wieder gebrannt (regeneriert). Beimengung von Wasserdampf zum Gas steigert die Ausbeute, 5 vH Eisen im Kalk sind günstig. Man kann auch den Kalk mit Holzkohle mischen und durch Baryt ersetzen. Im Gegensatz zur Wasserstoffgewinnung aus Wasserdampf und Eisen in Rotglut bleiben die Verunreinigungen, vor allem Stickstoff und Schwefelwasserstoff, im Gas. Dagegen erfordert der Kalk keine Wärmezufuhr; er ist billig, wird vollständig ausgenutzt; Vorrichtung arbeitet staubfrei.

Bei der katalytischen Reinigung des Wassergases wird das Kohlenoxyd zuvor nach Hembert und Henry in Kohlensäure übergeführt. Das gelingt durch Mischen mit Wasserdampf nach einem Verfahren der Badischen Anilin- und Sodafabrik in Gegenwart eines Katalysators bei 30 bis 40 at oder auch durch teilweises Verbrennen des Wassergases bei Sauerstoffzutritt. Die Kohlensäure wird in Reinigern aufgenommen. Als Kontaktmasse dient fein verteiltes Eisenoxyd oder Nickel oder Ceroxyd oder andere. Die Kohlensäure wird teilweise vom Wasser der Waschtürme, zumeist unter Druck, gelöst, der Rest in Kalkwasser abgesetzt. Das Kohlenoxyd wird vom rotglühenden Kalk oder von Ätznatron unter 50 bis 250 at Druck oder von Kupferchlorid oder von Kalziumkarbür, das Schwefelwasserstoffgas durch Kalkwasser oder meist durch Ferrosesquioxyd aufgenommen; letzteres wird regeneriert an der Luft, wobei sich Schwefel abscheidet. Die Badische Anilin- und Sodafabrik entfernt schwefelhaltige Körper durch warme Sodalösung unter hohem Druck, Bedford und Williams durch Abkühlen auf — 190°, nachdem Schwefelkohlenstoff katalytisch in Schwefelwasserstoff verwandelt ist.

Apparate zum katalytischen Abscheiden des Wasserstoffs sind recht verwickelt und fordern viel Bedienung, dagegen ist der Verbrauch an Wassergas sehr gering, der Betrieb kann unterbrochen werden. — Verneuil, L'Aeronautique, Bd. 3, Nr. 25, Juni 1921,

S. 232/234 (14½ Sp., 4 Skizz. von Gaserzeugungsapparaten, 6 Zahltaf. der Zusammensetzung von Wassergas). E. **21/35. 15.**

Materialkunde. Verbesserung der Schmiereigenschaften von Mineralöl. 1918 ergaben Versuche an der Daimler-Lanchester-Schneckentriebversuchsmaschine, daß die Schmierfähigkeit von Mineralöl durch einen Zusatz von 2,5 vH Rüböl um 10 vH verbessert wird. Deeley findet das gleiche und von der Viskosität des Schmieröles unabhängige Reibung. Erklärung durch Bildung einer aus chemisch verbundenem Metall und Schmieröl bestehenden Fläche. Oberflächenspannung und Reibung des Öles wird durch die Anwesenheit von Fettsäuren vermindert.

Die englische Physikalische Reichsanstalt hat diesen Einfluß näher untersucht. In einer Deeley-Sonderversuchsmaschine wurde die Reibung der Ruhe unter verschiedener Belastung und verschiedenem Zusatz von Rüböl mit 2,44 vH Fettsäure, neutralem Rüböl, Rübölfettsäuren und bester handelsüblicher Ölsäure gemessen. Oberflächen Werkzeugstahl auf Bronze.

Der Reibungskoeffizient ist von dem Lagerdruck nahezu unabhängig. Zusatz von neutralem Rüböl vermindert die Reibung, noch mehr Rüböl mit Fettsäure und am meisten Ölsäure. 6 bis 10 vH Rüböl oder 0,15 vH Fettsäure vermindert die Reibung der Ruhe um durchschnittlich 30 vH. Je nach dem Zusatz an Rüböl ändert sich in den ersten Stunden nach der Zusammensetzung der Reibungsbeiwert. Versuche darüber sind im Gange. — J. H. Hyde, Engineering, Bd. 111, Nr. 2893, 10. Juni 1921, S. 708/709 (6 Sp., 12 Schaubilder). Hn. **21/35. 16.**

Meßgeräte. Karten für den Luftfahrer. — Kurt Wegener, Der Luftweg, Bd. 5, Nr. 33/34, 25. Aug. 1921, S. 248/249 (2 Sp., o. Abb.). W. **21/36. 44.**

Meßgeräte. »Stabilitätsanzeiger« von R. Courtois-Suffit, wurde beim französischen Flugsicherheitswettbewerbe mit 1000 Frs. bedacht, zeigt mit einer Meßkapsel an einem Zeiger den Druckunterschied zweier Unterdruckdüsen an den Flügelenden, mit einer zweiten Meßkapsel aus dem Staudruck auf einer Seite die Geschwindigkeit bzw. deren Abweichungen vom normalen Wert, endlich die Neigung gegenüber dem scheinbaren Lot. — L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 11/12, 1./15. Juni 1921, S. 164/165 (2 Sp., 3 Skizz. des Gerätes, seiner Anordnung und seiner verschiedenartigen Anzeige). E. **21/35. 17.**

Meßgeräte. Sicherheitssonde von Le Prieur, wurde beim französischen Flugsicherheitswettbewerb mit Frs. 1000 bedacht; ein 12 m langer Stahldraht von 1 mm Dmr. hängt, am unteren Ende beschwert, frei aus einem Wasserflugzeug und soll beim Berühren der Wasserfläche, z. B. im Nebel, mit seinem oberen Ende eine Feder dehnen und ein Leuchtfarbezeichen betätigen. — L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 11/12, 1./15. Juni 1921, S. 165 (½ Sp., o. Abb.). E. **21/35. 18.**

Meßgeräte. Zur Frage der Messung der vertikalen Windkomponente. — Klemperer, Luftfahrt, Bd. 25, Nr. 7, Juli 1921, S. 123/124 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/35. 19.**

Motorbau. Der Einfluß von atmosphärischem Druck und Temperatur auf die Motorleistung. Gebrauch der Überdichtung. Da die verschiedenen Motoren bei Abnahme der Luftdichte verschieden stark in der Leistung nachlassen, ist es ratsam, den Einfluß von Druck und Temperatur getrennt zu betrachten.

Der indizierte mittlere Arbeitsdruck entspricht bei gleichbleibender Luftdichte und Temperatur dem Luftdruck. Versuche von Gibson an einem wassergekühlten und einem luftgekühlten Zylinder, sowie die des amerikanischen Eichamtes, vgl. 21/3. 48, zeigen der Luftdichte entsprechendes Abnehmen der Motorleistung bis zu deren Verminderung auf 60 vH. Bei der Bremsleistung ist das gleiche der Fall. Versuche des amerikanischen Eichamtes, vgl. 21/3. 48, zeigen mit zunehmender Drehzahl stärkeres Abnehmen der Motorleistung. Der Einheitsverbrauch bleibt bis zu einer Abnahme der Luftdichte auf 70 vH annähernd gleich. Danach steigt er.

Der Einfluß verschiedener Lufttemperatur ist von der Vorheizung, dem Mischungsverhältnis sowie von der Änderung der Viskosität und Oberflächenspannung des Brennstoffes mit seiner Temperatur abhängig. Versuche darüber: Bericht des englischen Luftfahrtbeirates Nr. 281 (Advisory Committee for Aeronautics, I. C. E. Report 281) an einem Fiatzylinder des 300 PS-Fiatmotor mit 160 mm Bohrung und 180 mm Hub, Verdichtungsverhältnis 6 : 1, Außentemperaturen von — 10 bis + 50° C, 1550 Umdr/min, bei Luftdrücken von 480 bis 250 mm Hg. Der Temperaturabfall zwischen Einlaß und angesaugter Luft im Ansaugrohr ist von der Luftdichte unabhängig, steigt dagegen mit zunehmender Temperatur und wird durch das Mischungsverhältnis beeinflußt. Die Bremsleistung nimmt mit zunehmender Temperatur ab, der Einheitsverbrauch dagegen zu. Versuche von Gibson an einem luftgekühlten Zylinder zeigen geringen Einfluß der Gas- und Motorgeschwindigkeit sowie Drehzahl. In großen Höhen wird durch niedrige Lufttemperatur Vorheizung des Gemisches notwendig, die am Boden geringere Motorleistung ergibt. Zu niedrige Temperatur erhöht den Brennstoffverbrauch.

Da die Temperatur nach der Verdichtung nur von dem Verdichtungsverhältnis abhängt, ist der Einfluß der Luftdichte auf sie theoretisch Null, praktisch aber vorhanden, da mit abnehmender Motorleistung die Zylindertemperaturen, die die Endtemperatur des Gemisches nach der Verdichtung mit beeinflussen, abnehmen. Mit zunehmendem Verdichtungsverhältnis nimmt die Motorleistung zu, der Einheitsverbrauch ab. Der 300 PS-Fiatmotor gibt mit normalem Verdichtungsverhältnis 244 PS bei 1550 U/min ab. Der thermische Wirkungsgrad steigt mit dem Verdichtungsverhältnis. Versuche von Alexander und Bairstow an Gefäßen von 250 mm Dmr und 450 mm Länge mit Kohlengas ergeben bei verschiedenem Mischungsverhältnis steigende verhältnismäßige Wärmeabgabe an die Wandungen, wenn die Dichte des Gemisches abnimmt und seine Temperatur wächst. Beim Fiatzylinder wächst der Wärmeverlust durch die Zylinderwände mit dem 0,63. Potenz der Luftdichte bei einem Verdichtungsverhältnis von 4,8 : 1, und mit der 0,87. Potenz bei einem Verdichtungsverhältnis von 6 : 1. Bei luftgekühlten Zylindern beträgt der Exponent annähernd 0,64. Die Luftdichte, bei der der größte thermische Wirkungsgrad beobachtet wird, nimmt mit wachsendem Verdichtungsverhältnis ab. Hohes Verdichtungsverhältnis ist durch mit abnehmender Luftdichte größer werdenden Hub oder gleichbleibenden Hub und Drosselung bei niedriger Luftdichte möglich. Die erstere Einrichtung wurde am Damblanc-Mutti-Umlaufmotor ausgeführt und ergibt an Stern- und Umlaufmotoren kein zu hohes Zusatzgewicht. Für andere Motoren ist sie zu schwer und verwickelt. Für den Fiatmotor ist das beste Verdichtungsverhältnis 6,5 : 1. Damit entwickelt er in 3 km Höhe noch die gleiche Leistung wie am Boden, um Frühzündungen zu verhüten, gedrosselt. Der Gewinn durch Betrieb mit Brennstoffen von höherer Selbstzündungstemperatur ist gering.

Der Wärmeumsatz luftgekühlter Zylinder wechselt entsprechend der Luftdichte, dem Temperaturunterschied und der 0,8. Potenz der Geschwindigkeit. Die Lufttemperatur fällt etwas schneller als die Siedetemperatur des Wassers und hebt dadurch diesen Nachteil auf. Beim überverdichtenden Motor muß der Kühler mit Rücksicht auf die geringste Luftdichte, in der der Motor noch volle Leistung abgibt, bemessen werden. Gibson hat im Fluge an luftgekühlten Motoren mit der Höhe zunehmende Zylindertemperatur gemessen. — E. G. Ritchie, The Aeronautical Journal, Bd. 25, Heft 128, August 1921, S. 421/456 (35 S., 14 Schaubilder). Hn. **21/36. 46.**

Motorberechnung. Entropiediagramme für Gas- und Ölmotorenkreisläufe. Der Verwendung des Entropiediagramms widerspricht die ungenaue Kenntnis der Temperaturen. Nimmt man diese an, so kann man aus dem Entropiediagramm vieles ersehen. Die Adiabate wird eine gerade Linie, Linien gleichen Druckes oder gleichen Volumens werden Kurven, wobei die letztere die größere Krümmung hat, die Fläche der beiden Diagramme wird bei Verwendung gleicher Einheiten und Maßstäbe gleich. Die Konstruktion eines Entropiediagrammes bei veränderlicher, spezifischer Wärme ist leichter als die eines Druck-Volumendiagrammes. Die verschiedenen Motorarten haben alle charakteristische Schaubilder, aus denen man sehr viel erkennen kann. — G. B. Petter, Engineering, Bd. 111, Nr. 2892, 3. Juni 1921, S. 669/670 (4 Sp., 9 Abb.). Hn. **21/35. 20.**

Motorteile. Kolbenkonstruktionen. — Praetorius, Der Motorwagen, Bd. 24, Nr. 22, 10. August 1911, S. 447/453 (13 Sp., 18 Abb.). Hn. **21/36. 47.**

Motorteile. Strömung in Ansaugrohren und Zylindern. Die Art der Strömung durch die Ansaugleitung und die Ventilkammer sowie ihr Verhalten im Zylinder wird durch Entwurf und Formgebung sehr stark beeinflußt. Die Stärke der durch die Bauart der Verbrennungskammer und der Ventile hervorgerufenen Wirbel ist für die Flammgeschwindigkeit von großem Einfluß.

Versuche über den Einfluß verschiedener Ansaugleitungen an Rohren, die auf einer Seite eine Glaswand haben. Eine schwer verdunstende Flüssigkeit wurde angesaugt und aus der Form der an der Glaswand entstehenden Niederschläge Schlüsse über die Art der Strömung gezogen. — S. P. Tice, Journal of the Society of Automotive Engineers, März 1921 (3 Sp. Text und 9 Abb. der Strömung verschiedener Ansaugleitungen, Zylinderköpfe und Ventilanordnungen. Einfluß eines Schmetterlingventiles in verschiedener Lage, offen und geschlossen), ber. in The Technical Review, Bd. 9, Nr. 12, 21. Juni 1921, S. 180, AI. 1045. Hn. **21/36. 49.**

Strömungslehre. Zum »Wirkungsgrad« der Windkanäle hat de Bothezat eine Formel aufgestellt. Die gleiche Begriffsbestimmung hat Margoulis 1918 gegeben, aber die Bewertung der Windkanäle durch das »Ausnutzungsmaß«, Verhältnis der Nutzleistung im Luftstrom zu den Verlusten, vorgezogen, das auch von Joukowski, Auclaix, dem englischen Landesbeirat, Lesign, Knight vorgezogen wird. — W. Margoulis (Zuschrift), L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 25, Juni 1921, S. 240 (12 Sp., o. Abb.). E. **21/35. 24.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

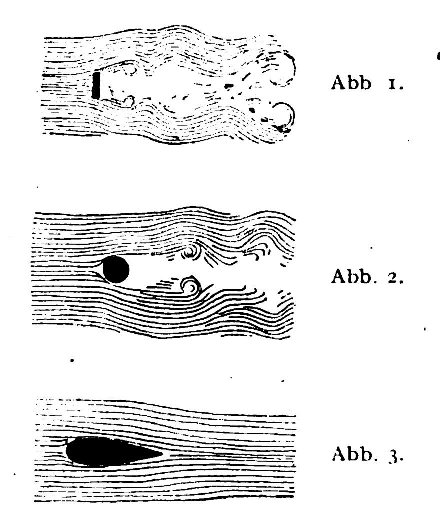
Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt
19. Heft 15. Oktober 1921 12. Jahrgang

„Tropfenwagen."

Anwendung der Flugzeug-Aerodynamik.

Von Curt Eppinger.

Ein neues Anwendungsgebiet der aerodynamischen Erfahrungen des Flugzeugbaues hat Dr.-Ing. Edmund Rumpler mit seinem Tropfenwagen erschlossen. Der Gedanke dazu lag ja an und für sich für den Flugzeugkonstrukteur sehr nahe. Als man erkannt hatte, welch große Bedeutung der aerodynamischen Formgebung von Körpern zukommt, die mit dem Luftwiderstand rechnen müssen, sind schon verschiedene Versuche nach dieser Richtung auch beim Kraftwagen gemacht worden. Aber es handelte sich hierbei meistens nur um Formenverschönerung, die der wissenschaftlichen Grundlage entbehrte. Erst der Rumpler-Tropfenwagen hat dieses Problem gelöst und die Form streng bis ins einzelne durchgeführt.



Luftwiderstand verschiedener Körper.

Als Grundlage für die Verwendung der Tropfenform sind die Versuche anzunehmen, die im Eiffel-Laboratorium vor längerer Zeit zur Erforschung des Luftwiderstandes verschieden geformter Körper vorgenommen wurden. Die Abb. 1, 2 und 3 geben ein anschauliches Bild über das Verhalten der Luftströmungen bei den verschiedenen Körpern. Während bei

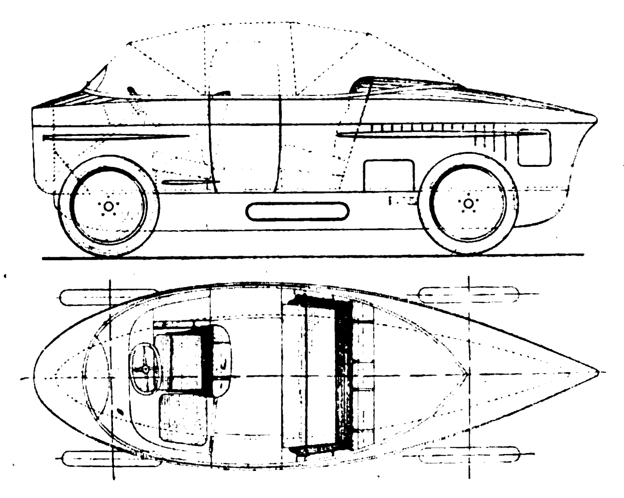


Abb. 4. Schema eines offenen Tropfenwagens.

1 und 2 die gewaltsam geteilte Luft hinter den Körpern einen Hohlraum mit verschiedenen ungünstigen Strömungen und Wirbeln entstehen läßt, fällt dies bei der Tropfenform (Abb. 3) fort. Die Schwierigkeit bestand nun darin, das Prinzip auch in der Praxis streng durchzuführen. Es genügte nicht nur, die Karosserie entsprechend zu gestalten, sondern auch der Unterbau mußte danach entwickelt werden. Das führte zu einer Konstruktion, die vom Althergebrachten vollständig abweicht und neue Wege erschließt. Abb. 4 und 5 zeigen ein schematisches Bild der neuen Anordnung. Der Motor wurde nach hinten gelagert und alle lebenswichtigen Teile im Rahmen eingeschlossen. Die außenliegenden Teile wurden der Stromlinienform angepaßt. Neu ist die Gestaltung der Kotbleche, die bisher geradezu Windfänger waren. Beim Tropfenwagen finden dünne Hohlkörper Verwendung, die in der Fahrtrichtung verlaufen. Durch Staffelung derselben ist dafür gesorgt, daß der gesamte aufgeschleuderte Schmutz aufgefangen wird. Laternen und Hupe sind nicht vorspringend, sondern direkt in die Karosserie eingebaut. Ebenso ist die Vorderfeder vollständig eingebaut. Die Vorderachse ist durch den Rahmen hindurchgesteckt und nur mit den beiden äußeren

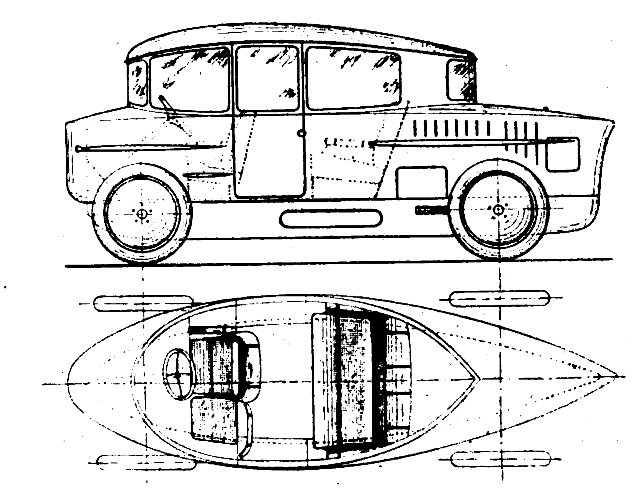
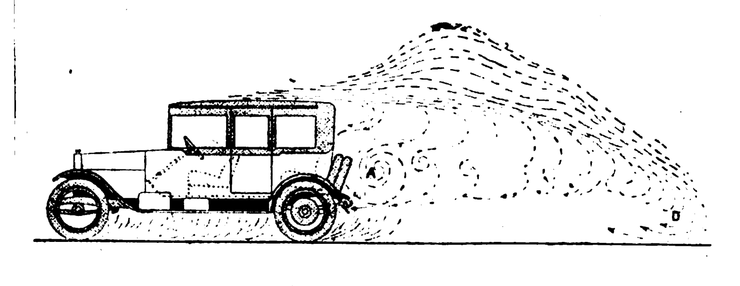


Abb. 5. Schema einer Limousine.

Enden dem Luftzug ausgesetzt. Von der Hinterfeder ragt nur ein kleiner Teil mit den äußeren Hinterachsenden aus der Chassis heraus. Schalt- und Bremshebel sind innerhalb der Karosserie angeordnet. Der Auspufftopf bildet den hinteren Abschluß des Tropfenchassis. Der ganzen Linie angepaßt ist auch das Mitführen der Reservereifen. Dieselben werden nicht wie bisher üblich an der Seite als widerstandleistende Körper angeschnallt, sondern durch seitliche Öffnungen des



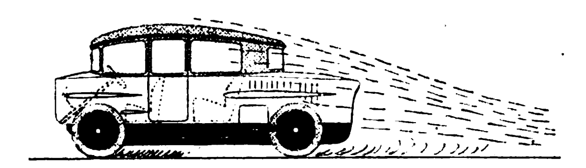
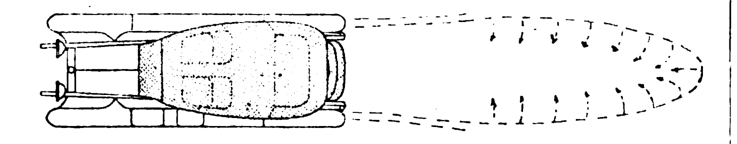


Abb. 6. Staubbildung und Luftabfluß.

Rahmenlängsträgers in das Innere des Wagens ein- und ausgeschoben. Die untere Seite des Rahmens ist vollständig glatt.

Bei der Tropfenlimousine ist auch das Dach der allgemeinen Form entsprechend ausgebildet. Es hat, wie aus Abb. 5 zu

ersehen ist, die Form einer Flugzeugtragfläche. Es wird dadurch nicht nur der Luftwiderstand verringert, sondern ein Auftrieb erzeugt, der dem gesamten äußeren Wirkungsgrad des Wagens zugute kommt. Der Vorteil der Tropfenform besteht aber nicht nur allein in der Erzielung eines höchsten äußeren Wirkungsgrades, sondern auch noch in ihrem Einfluß auf die Staubbildung. Je weniger Luftwiderstand die Wagenform bietet, desto geringer wird auch die Staubentwicklung sein. Die Abb. 6 und 7 geben ein anschauliches Verhältnis



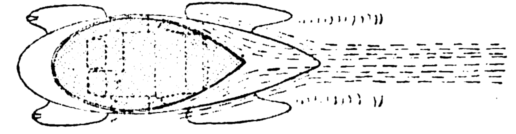


Abb. 7. Staubbildung und Luftabfluß.

der Staubentwicklung eines gebräuchlichen Wagens zu dem Tropfenwagen. Dadurch wird einem Übelstand des Kraftwagens abgeholfen, der nicht nur die Insassen des Wagens sondern vor allem auch das Publikum belästigte. Durch die konsequent durchgeführte Formengebung ist ein äußerer Wirkungsgrad erreicht, der dem von Kraftwagen gebräuchlicher Form bei gleich großen Durchschnittsabmessungen um ein Vielfaches überlegen ist. Man kann ruhig sagen, der Luftwiderstand eines Tropfenwagens ist nur ein Minimum von dem anderer Wagen.

Die folgerichtige Durchführung der Tropfenform bedingt aber auch einen ganz neuartigen Unterbau des Kraftwagens (Abb. 8). Die bis jetzt gebräuchliche Anordnung — Kühler und Maschine vorn, Getriebe in der Mitte, Hinterachsantrieb mittels Kardanachse — konnte keine Anwendung mehr finden. Trotzdem der denkende Kraftwagenbauer schon lange erkannt hatte, daß bei der jetzigen Anordnung noch viele Anforderungen an den vollkommenen Wagen unerfüllt blieben, ist bisher noch nie ernstlich der Versuch gemacht worden, hier grundlegende Abänderungen, nicht nur Verbesserungen, durchzuführen. Der Tropfenwagen bringt uns diese. Dr.-Ing. Rumpler hat sich nicht damit begnügt, den neuen Weg zu zeigen, sondern bringt uns eine schöpferisch in allen Teilen sorgfältig durchgearbeitete und vollendete Neukonstruktion. Eine Neukonstruktion, die auch den mechanischen (inneren) Wirkungsgrad dem Maximum möglichst nahebringt.

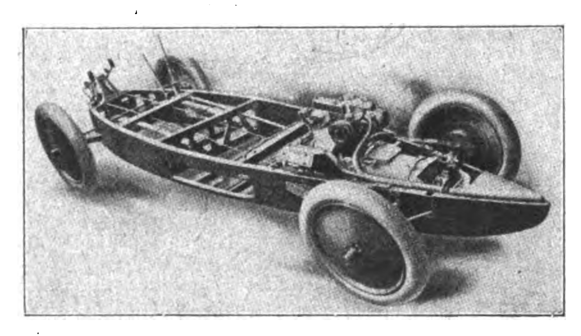


Abb. 8. Ansicht des Fahrgestelles (Steuersäule ausgebaut).

Wie schon oben angedeutet, wurde der Motor nach hinten gelegt. Dadurch fällt die Kraftübertragung durch die übliche Kardanachse mit den darauf sitzenden Kegelrädern, dem Ausgleichsgetriebe und der langen Treibwelle, die bis zu 14 vH Verlust der an der Kurbelwelle des Motors verfügbaren Kraft bedingte, fort. Es war möglich, das ganze Triebwerk als einen einheitlichen Block herzustellen. Die technischen Einzelheiten des neuen Antriebes sollen an dieser Stelle nicht erwähnt werden. Sie sind in den letzten motortechnischen Fachzeitschriften eingehend gewürdigt. Hervorgehoben muß hier nur noch mit Rücksicht auf den Gesamtwirkungsgrad werden, daß durch die neue Antriebsart auch die ungefederten Massen auf das denkbar geringste Gewicht herabgesetzt sind. Das wird noch dadurch erreicht, daß jedes Rad auf einer besonderen Halbachse sitzt, die um die Mitte des Wagens schwingt (Abb. 9). Alle Beschleunigungen oder Verzögerungen der Räder werden durch das Differentialgetriebe ausgeglichen. Eine weitere Folge der Verringerung der ungefederten Massen ist, daß die bei der gebräuchlichen Bauart auftretenden Schwingungen des ganzen rückwärtigen Oberteiles vermieden werden. Dadurch wird ein Springen der Räder bei Bodenunebenheiten unmöglich gemacht. Die Räder haften fest am Boden, und der Wagen bleibt ständig fest in der Hand des Führers. Auch der Reifenverschleiß wird naturgemäß dadurch verringert. Die Herstellung des ganzen Triebwerkes in einem einheitlichen Block bedeutet eine konstruktive Vereinfachung, die naturgemäß zur Verbilligung der Anlage führt. Alle zum Antrieb des Wagens erforderlichen Organe sind in dem einheitlichen großen Maschinenblock zusammengefaßt (Abb. 9), der nahezu vollständig Maschinenarbeit ist. Das Gehäuse des Blockes ist aus Aluminium. Die Antriebsmaschine ist ein Sechszylindermotor. Je 2 Zylinder sind paarweise zusammengegossen und die drei Paare fächerförmig unter 60° angeordnet. Bohrung 74 mm, Hub 100 mm. Bei einer Steuerleistung von 10 PS leistet der Motor bei 2000 Umdr./min an der Bremse 36 PS. Der Zylinderkopf jedes Blockes ist abnehmbar. Die Ventile sind hängend zur Querachse angeordnet. Die Steuerung ist derart, daß ein

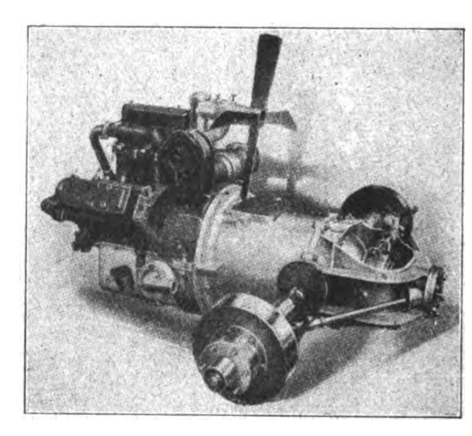


Abb. 9. »Motortriebachse« mit schwingender Hinterachse.

gemeinsamer Nocken sowohl ein Einlaß- wie auch ein Auspuffventil unter Zuhilfenahme eines doppelarmigen Schwunghebels und durch Stoßstangen steuert. Die Kolben bestehen aus einer Spezial-Aluminium-Legierung. Die Pleuelstangen bilden für je 3 Zylinder des Fächers ein gemeinsames Aggregat. Die Kurbelwelle ist in zwei mit Weißmetall ausgegossene Gleitlager gelagert. Die Kurbelzapfen sind um 180° versetzt. Als Vergaser wird ein gemeinsamer Pallas-Vergaser verwendet. Zündung durch einen Sechszylindermagnetapparat. Durch eine Kolbenpumpe wird die Schmierung als zwangläufige Umlaufschmierung bewirkt.

Der Kühler ist neuartig angeordnet. Er steht unmittelbar hinter der Maschine quer zur Fahrtrichtung ungefähr über der Hinterachse. Die Luft tritt durch an der Außenwand der Motorhaube angeordnete Schlitze herein und wird dem Kühler durch einen Ventilator zugeführt. Derselbe führt die Luft auch gegen das Kurbelgehäuse des Motors, um dieses auf der erforderlichen niedrigen Temperatur zu halten.

Die Bauart des Motors ist aber für den Wagen selbst nicht wesentlich. Es kann auch jeder andere Motor Verwendung finden.

Durch die Tropfenform des Wagens und die neuartige Anordnung der Antriebsmaschine wird eine Sitzanordnung zulässig, die den gerechten Ansprüchen der Reisenden viel mehr nachkommt als im gebräuchlichen Wagen. Hier nimmt der Chauffeur den besten Platz ein, nämlich ungefähr in der Mitte zwischen den Achsen, während die Reisenden den ungünstigsten Platz über der Hinterachse inne haben. Bei der Tropfenform aber sitzen die Reisenden mitten zwischen den Achsen, also auf dem denkbar günstigsten Platz, während der Sitz des Chauffeurs vorne angeordnet ist (Abb. 4 und 5). Da-

lich Chauffeur-Vorderachse, und Maschine-Hinterachse, immer gleich bleibt; unabhängig von dem Gewicht der Reisenden, das sich auch gleichmäßig verteilt.

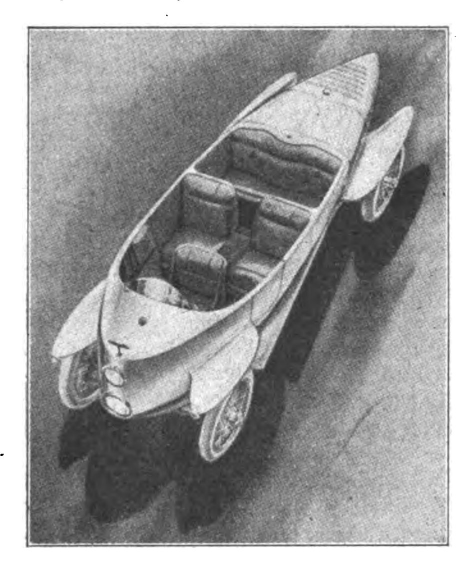


Abb. 10. Offener Reisewagen.

In Abb. 10 und 11 wird dem Leser ein offener Tropfenwagen sowie eine geschlossene Limousine vorgeführt und gezeigt, daß die Rumplerwagen trotz oder gerade durch die Tropfenform ein elegantes rassiges Äußere aufweisen.

Zusammenfassend kann wohl gesagt werden, daß Dr.-Ing. Rumpler es verstanden hat, seine Erfahrungen aus dem Luftfahrzeugbau in einer Weise zu verwerten, die frisches Blut in verwandte Gebiete bringt. Eine Reihe neuer Möglichkeiten

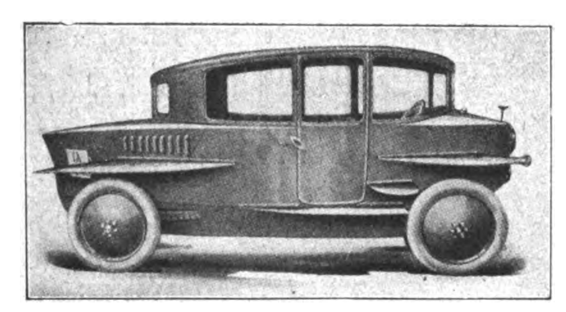


Abb. 11. Innenlenker Limousine.

öffnet sich dem Automobil- und Karosseriebauer. Die Konstruktion wird vereinfacht, der Wagen dadurch in seiner Herstellung bedeutend verbilligt. Der Luftwiderstand, der mit der Geschwindigkeit wächst und einen sehr hohen Prozentsatz der an der Kurbelwelle des Motors verfügbaren Kraft aufzehrt, ist auf ein Minimum reduziert. Dadurch wird bei gleicher PS-Zahl eine bedeutend höhere Geschwindigkeit und größere Kraftreserve für Steigungen erreicht. Der mechanische Wirkungsgrad aus der PS-Zahl ist durch die neuartige Maschinenanlage und Konstruktion auf ein Maximum gebracht. Daher größte Wirtschaftlichkeit. Dazu kommen noch die Vorteile der günstigsten und bequemsten Sitzgelegenheit und der Staubfreiheit für die Reisenden und das Publikum. Fürwahr ein erfreuliches Resultat für den Luftfahrttechniker, wenn er bedenkt, daß der Flugzeugbau Pate an der Wiege des »Rumpler-Tropfenwagens« stand.

Technik und Ökonomik im Luftverkehr mit Flugzeugen.[1])

Von E. Offermann.

Einleitung.

Das Betätigungsfeld der Flugzeuge im Frieden liegt im Luftverkehr auf festen Strecken planmäßig oder als Gelegenheitsflug mit Personen, Post und Gütern und dem freien Verkehr mit Privatflugzeugen. Daneben ist das Flugzeug zu einer großen Anzahl von Sonderaufgaben berufen, denen es teils heute schon mit Erfolg dienstbar gemacht wird und die vermehrt werden durch die fortschreitenden Verhältnisse und Erfahrungen. Sie haben im einzelnen für die verschiedenen Länder größere oder geringere Bedeutung. Solche Sonderaufgaben sind besonders zahlreich auf dem Gebiete des Luftbildwesens:

- Topographie, Kartenergänzung,
- Bildflüge als Ersatz für Landmesserreisen,
- Vermessung und Erforschung unerschlossener oder unwegsamer Gebiete,
- Luftbilder vom Wattenmeer (Deicherhaltung, Fahrwasser, Bauwerkerhaltung, Klärung der Wanderungserscheinungen, Strömungsverlauf, Wattenwegfeststellung) Fischereizwecke. Karten von Muschelbänken,
- Dringlichkeitsaufnahmen von Überschwemmungen und Katastrophen größerer örtlicher Ausdehnung. Festlegung der Hochwasserlinien. Aufstellung von Wirtschaftsplänen großen Maßstabes,
- Künstlerische Geländegestaltung,
- Feststellung der Baudichte (Bedeutung für das Volksgesundheitswesen),
- Verkehrswesen und Verkehrsstatistik. Hervorhebung der Fahrstraßen. Erleichterung der Orientierung durch Luftbilder in den Karten. Ansteuerungsbilder der Küste für Schiffahrt und Luftverkehr,
- Unterwasseraufnahmen, durch Verfahren von Miethe vervollkommnet. Feststellen von Untiefen, Fischzügen, Sandverlagerungen, Strömungen,
- Geologische Forschungen. Periodische Aufnahmen von Gletschern, Vulkanen usw.,
- Reklamezwecke für Reiseverkehr, Industrieanlagen usw.,
- Unterrichtswesen (Anschauungsunterricht in Erdkunde, Heimatskunde, Geologie, Meteorologie, Siedlungs- und Städtekunde).

Weitere Sonderaufgaben bieten der Forstdienst (Überwachung von Wäldern), Überwachung von Ölfeldern, Grenzkontrolle, Rettung Schiffbrüchiger (Abwerfen von Rettungsringen oder Flößen), wissenschaftliche Flüge zur Erforschung des Luftmeers, Heuschreckenbekämpfung, Luftkämpfe mit Totalisatorbetrieb.

Wir wollen uns im folgenden lediglich mit dem eigentlichen Luftverkehr befassen und die Voraussetzungen bzw. Bedingungen für seine erfolgreiche Einführung und Durchführung im einzelnen untersuchen. Dabei sollen ein technischer Teil und ein organisatorischer Teil getrennt behandelt werden. In einem 3. Teil wird Argentinien in den Kreis der Betrachtungen gezogen.

1. Teil.

„Technische Anforderungen an Verkehrsflugzeuge mit besonderer Berücksichtigung der Junkersflugzeuge."

Bei der Untersuchung der Faktoren, welche auf die Rentabilität eines in bestimmtem Rahmen projektierten Luftverkehrsunternehmens von ausschlaggebender Bedeutung sind, einer Untersuchung mit dem Ziele, die Selbstkosten der Transportleistung und die Tarife gleich Selbstkosten der Transportleistung plus Gewinn festzustellen, stoßen wir auf unterschiedliche Posten.

1. Posten, die ohne weiteres zahlenmäßig festliegen oder rechnerisch zu ermitteln sind, wie der Anschaffungswert der Flugzeuge, der Flugzeughallen und sonstige zu investierende Werte an Mobilien und Immobilien, ferner Betriebsstoffkosten, Gehälter, Löhne usw., also laufende Betriebsausgaben.
2. Posten, die wir zahlenmäßig annehmen müssen und deren Richtigkeit uns erst eine Statistik beweisen kann, die die Praxis liefert, wie die Lebensdauer der Flugzeuge, d. h. Abschreibungsquoten für Flugzeugzelle, Motor, Instrumentierung usw., wie auch Versicherungsprämien u. a. m.

Zu 1. Hier interessieren uns nur die Punkte, die das Flugzeug unmittelbar betreffen oder von seiner Konstruktion bedurch wird auch erreicht, daß die konstante Belastung, näm-

[1]) Aus einem am 15. Juli ds. Js. im »Deutschen Wirtschaftsverband für Süd- und Mittelamerika« gehaltenen Vortrag.

einflußt werden. Wir werden gleichzeitig untersuchen, wie weit wir technisch, d. h. durch konstruktive Maßnahmen in der Lage sind, diese Posten resp. Kosten niedrig zu halten, um im weitesten Sinne konkurrenzfähig zu sein.

Über die Faktoren, denen der Anschaffungswert der Flugzeuge unterworfen ist, kann man sich der Situation gemäß nur beschränkt auslassen. Wir befinden uns auf einem Wendepunkt in der Geschichte des Flugzeugbaues, der durch die Schöpfungen von Professor Junkers als epochemachend gekennzeichnet wird und dessen Herannahen bereits im Dezember 1915 fühlbar war an dem Tage, wo in Döberitz zum ersten Male ein Ganz-Metallflugzeug flog. Wenn die volle Auswirkung des Metallflugzeugbaues gegenüber dem bis jetzt üblichen Holzbau auf den Gestehungspreis heute noch nicht in Erscheinung tritt, dessen Vorteile, in diesem Zusammenhange erwähnt, in einer exakten schablonenmäßigen Massenherstellung liegen, so erklärt sich das aus dem Umstande, daß der Markt noch nicht aufnahmefähig genug ist, um überhaupt größere Serien zu rechtfertigen. Die Entwicklung des Flugzeuges aber erlaubt nach dem ungeheuren Sprung, der Junkers zu verdanken ist und den das Ausland ohne nennenswerten Erfolg seit Jahren einzuholen versucht, die Feststellung, daß wir an dem Punkt angekommen sind, wo ein Serienbau insofern gerechtfertigt erscheint, als das Junkers-Flugzeug all die Merkmale aufweist, welche die Ökonomik des Luftverkehrs verlangt und die wir in der Folge kennenlernen werden. Metall ist gegenüber Holz das gegebene Material zur Massenherstellung von Konstruktionen, wo oberstes Gebot Festigkeit und Sicherheit ist. Die Erfüllung ist mit Holz als Material, wenn überhaupt, nur mit unverhältnismäßig hohen Kosten zu erreichen. Für große Flugzeuge, nach denen die Entwicklung drängt, wird der Metallbau deshalb schon im Interesse der Baukosten zur selbstverständlichen Forderung.

Als weitere Wirkung des Metallbaues interessiert uns im Rahmen dieses Kapitels die Unabhängigkeit und Entbehrlichkeit von Flugzeughallen auf Grund der Wetterbeständigkeit des zur Verwendung kommenden Metalles. Die volle Rückwirkung dieser Wetterbeständigkeit erscheint erst bei der später zu besprechenden Abschreibungsquote, die der Statistik unterworfen ist.

Wenden wir uns deshalb zunächst den Betriebsstoffkosten zu. Ihre Höhe hängt unmittelbar von der Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges im engeren, mechanischen Sinne ab. Anzustreben ist, daß für ein gegebenes Flugzeuggewicht einschließlich aller Lasten — also für eine gegebene Auftriebskraft die nötige Antriebsleistung und damit die erforderliche Kraftanlage möglichst klein wird. Die Auftriebskräfte werden bei den bekannten Flugzeugbauarten ausschließlich von den Tragflügeln hervorgebracht, die nur dieser einen Aufgabe der Auftriebserzeugung dienen. Da diese Auftriebskräfte — horizontalen Flug angenommen — senkrecht zur Bewegungsrichtung wirken, haben sie keinen Einfluß auf die Größe der zur Fortbewegung des Flugzeuges nötigen Antriebsleistung, wohl aber sind sie bestimmend für das Gesamtgewicht, welches das Flugzeug einschließlich der mitzunehmenden Zuladung (Nutzlast, Personal und Betriebsstoffe) besitzen darf. Während also, wie gesagt, das zulässige Flugzeuggewicht abhängig von der Größe der Auftriebskräfte ist, welche allein der Tragflügel liefert, ist die Motorenleistung dagegen von dem Widerstand abhängig, den das ganze Flugzeug bei der Fortbewegung in der Luft erfährt. Das anzustrebende Ziel ist also jetzt einerseits den Auftrieb zu vergrößern, anderseits den Widerstand zu verkleinern. Mit anderen Worten: Das Flugzeug ist um so ökonomischer im Betriebstoffverbrauch, je größer der Auftrieb im Verhältnis zum Fortbewegungswiderstand ist. Dieses für die Güte eines Flugzeuges grundlegende Verhältnis ist das Auftriebsverhältnis $A:W$.

Je größer $A:W$ ist, desto geringere Motorleistung ist bei gegebener Geschwindigkeit zur Erzeugung der zum Tragen des gegebenen Flugzeuggewichtes nötigen Auftriebskraft erforderlich. Umgekehrt besitzt von zwei Flugzeugen mit gleicher Motorleistung dasjenige mit dem besseren Auftriebsverhältnis die bessere Steigfähigkeit und erreicht die höhere Geschwindigkeit. Dabei sei erwähnt, daß nicht nur die reine Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges, sondern auch die sonstigen wichtigen flugtechnischen Eigenschaften desselben aufs engste mit der Güte des Auftriebsverhältnisses zusammenhängen, z. B. die Länge des Gleitfluges (wichtig im Hinblick auf Notlandungen), Übergang von Motorflug in Gleitflug, kürzerer Anlauf u. a. m., Momente, die auf die Rentabilität von Einfluß sind.

Wenn die oben erwähnte Steigfähigkeit, die, wie gesagt, von der Güte des Auftriebsverhältnisses abhängt, bei Kriegsflugzeugen eine Hauptrolle spielte, so trifft diese für Verkehrsflugzeuge nicht unbedingt zu. Jedoch liegen Vorrichtungen und konstruktive Maßnahmen zur Steigfähigkeit in derselben Richtung wie die, welche einen kurzen Start begünstigen und sind aus diesem Grunde in jedem Falle angebracht. Es bricht sich aber die Erkenntnis immer mehr Bahn, daß gute Steigfähigkeit, verbunden mit großer Gipfelhöhe, für das Verkehrsflugzeug von größerer Wichtigkeit sein kann, als sich anfangs übersehen ließ. Es sei nur die Möglichkeit erwähnt, die Luftschicht mit der günstigsten Luftströmung überhaupt und in kurzer Zeit aufsuchen zu können mit dem Zwecke der Reisebeschleunigung und damit Verbilligung. Ferner Übersteigen von Wettern oder Wolken. Schließlich ist die gute Steigfähigkeit für Länder wie die Schweiz oder im Hinblick auf einen Luftverkehr zwischen Argentinien und Chile über die Cordilleren hinweg eine unbedingte Notwendigkeit, so daß man sagen muß: Große Beweglichkeit in der Höhenrichtung ist auch bei Verkehrsflugzeugen innerhalb wirtschaftlicher Grenzen anzustreben. Sie kann nach dem Gesagten zur Verbilligung der Luftreise ihr Teil beitragen oder sogar durch das Terrain bedingt sein.

Letzten Endes spielt bei der Steigfähigkeit neben der Zelle eine ebenso große Rolle das Triebwerk des Flugzeuges, d. h. Motor, Propeller und Kühler.

Der starke Motor mit geringem Gewicht pro PS, der dem Flugzeug in der Nähe des Bodens einen erheblichen Kraftüberschuß zur Verfügung stellt, löst die Aufgabe weder technisch noch wirtschaftlich. Rasches Nachlassen der indizierten Motorleistung in der Höhe, großer Brennstoffverbrauch und kurze Lebensdauer kennzeichnen ihn als überwundenen Standpunkt. An seine Stelle ist der sog. Höhenmotor getreten, dessen Kraft durch stufenweise Regulierung bis 4000 m konstant gehalten werden kann, dessen »Überdimensionierung« aber für den Start die Höchstkraft herauszuholen und diesen selbst auch in hochgelegenem Terrain gestattet. In der Wirkung gleichwertig, jedoch komplizierter, ist das Gebläse, welches den Zylindern durch den Vergaser hindurch den in der Höhe fehlenden atmosphärischen Außendruck ersetzt. Bei Höhenrekordversuchen mit solchen Triebwerken zeigte es sich übrigens, wie ausschlaggebend die Zellenkonstruktion ist. Ein AEG-Doppeldecker üblicher Brückenkonstruktion mit 2×260 gleich 520 PS-Motoren und Turbogebläse erreichte mit 8 Mann Besatzung 6100 m Höhe (30. Juli 1919). Das normale Junkers-Verkehrsflugzeug erreichte mit seinem überdimensionierten Höhenmotor von 185 PS der Bayerischen Motorenwerke mit 8 Mann Besatzung 6700 m Höhe (13. September 1919). Beide Rekorde sind als Höchstleistungen hintereinander anerkannt und doch mit wie verschiedenen Mitteln erreicht worden.

Auch der Propeller scheint heute nicht mehr den Anforderungen zu genügen, welche die als richtig erkannten Forderungen des Luftverkehrs an ihn stellen. Die Holzausführung muß auch hier dem Metall weichen. Seine Konstruktion muß den jeweils besten Wirkungsgrad garantieren, welches Verlangen im Hinblick auf den oben erwähnten Höhenmotor größere Bedeutung gewinnt. Diese Aufgabe löst der sog. Verstellpropeller. Läßt dessen Konstruktion außer der veränderlichen Steigung Umsteuerbarkeit zu, so sind weitere Vorteile für die Verkürzung von Start und Landung denkbar.

Der Kühler muß möglichst geringen Luftwiderstand haben und entsprechend den Temperaturen in den verschiedenen Gegenden und Höhenlagen in seiner Wirkung regulierbar sein. Sein »Stirnwiderstand« oder mit anderen Worten sein Kraftverbrauch soll sich dieser Regulierung anpassen, sein »passiver Widerstand«, z. B. mit niedriger werdender Temperatur der Luft, kleiner werden.

Über die Geschwindigkeit ist noch einiges zu sagen, weil innerhalb eines in bestimmtem Rahmen projektierten Luftverkehrsunternehmens:



1. die Größe des Flugzeugparkes von der Geschwindigkeit der zur Verwendung vorgesehenen Flugzeuge beeinflußt wird, sowie auch
2. die Betriebsstoffkosten, abgesehen von weiteren Einflüssen, die wir später besprechen werden.

Der auf die Flächeneinheit entfallende Auftrieb wächst mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Bei Flugzeugen also mit gleichem Gesamtgewicht, die aber mit verschiedener Geschwindigkeit fliegen sollen, werden die Tragflügel verschieden groß. Angenommen, ein Flugzeug 1 habe eine Geschwindigkeit von V_1 m/s, ein Gesamtgewicht von G_1 gleich 100 kg und eine hierzu erforderliche Flügelgröße F_1. Ein anderes Flugzeug 2 von gleichem Gewicht $G_2 = G_1$ und einer Geschwindigkeit $V_2 = 2 \times V_1$ benötigt dann nur eine Flügelgröße von $F_2 = \frac{1}{4} F_1$. Ein drittes Flugzeug 3 von gleichem Gewicht $G_3 = G_2 = G_1$ und einer Geschwindigkeit $V_3 = 3 \times V_1$ benötigt eine Flügelgröße $F_3 = \frac{1}{9} F_1$ usw.

Der auf die Flügeleinheit bezogene Widerstand ändert sich ebenfalls mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Da sich nun im vorliegenden Falle bei gleichbleibendem Auftrieb die Tragflächengröße, wie wir eben gesehen haben, mit dem Quadrate der wachsenden Geschwindigkeit verringert, bleibt der auf die Tragflügel entfallende Anteil des Gesamtwiderstandes des Flugzeuges für alle Geschwindigkeiten gleich. Dagegen wächst der Anteil des Widerstandes der sonstigen, keinen Auftrieb erzeugenden Teile, wie Motor, Behälter für Benzin, Personen, Fahrgestell, Verspannungen und Streben usw., letztere bei der bekannten und heute noch durchweg üblichen Brückenkonstruktion der Doppeldecker — wie gesagt, es wächst der Widerstand dieser Teile mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Je mehr derartige, keinen Auftrieb erzeugenden Elemente dem Luftstrom ausgesetzt sind und je größer die Fluggeschwindigkeit ist, desto unwirtschaftlicher ist das Flugzeug.

Im Idealfalle wäre ein Flugzeug denkbar, das nur aus Tragfläche bestünde und das keine Elemente dem Luftstrom aussetzte, die nicht gleichzeitig auch an der Auftriebserzeugung mitwirken. Bei einem solchen Flugzeug wäre nur noch der auf die Tragflächen entfallende Widerstandsanteil vorhanden, der, wie bereits ausgeführt, bei gleichbleibendem Auftrieb, d. h. bei gleichbleibendem Flugzeuggewicht eine von der Geschwindigkeit unabhängige Größe besitzt, bei dem also das Auftriebsverhältnis, wie ebenfalls bereits nachgewiesen, für alle vorkommenden Geschwindigkeiten gleich bleibenden und den allein von der Gestaltung des Tragflügels abhängigen günstigsten Wert erreichen würde. Aus dem Gleichbleiben des Widerstands für alle Geschwindigkeiten folgt aber weiter, daß der Brennstoffverbrauch des Antriebsmotors eines solchen Idealflugzeuges stets für die gleiche Strecke derselbe bleibt, einerlei, ob das Flugzeug für geringere oder höhere Geschwindigkeit gebaut ist. Er ist lediglich abhängig von der Reisedauer, nicht aber von der Reisegeschwindigkeit.

Anders liegen die Verhältnisse beim Schiff oder Luftschiff. Hier ist der Brennstoffverbrauch außer von der Reisedauer auch in hohem Maße abhängig von der Reisegeschwindigkeit, weil das Verhältnis $A : W$ mit wachsender Geschwindigkeit immer ungünstiger wird. Man ist also hier an die sog. »ökonomische Geschwindigkeit« gebunden. Beim Idealflugzeug bleibt das $A : W$ für gleiche Wegstrecken und gleiche Last konstant. Für alle Geschwindigkeiten wäre also für gleiche Wegstrecken die gleiche Arbeit, d. h. die gleiche Brennstoffmenge aufzuwenden. Größe und Gewicht der Antriebsmaschine — und dementsprechend die Bemessung der Nutzlast — ist beim Idealflugzeug nur von der Geschwindigkeit, beim Schiffe von ihrer dritten Potenz abhängig. Der große wirtschaftliche Vorteil der Geschwindigkeitsvermehrung wird also ohne große Kostenvermehrung erzielt, und darin liegt die große technische Entwicklungsmöglichkeit des Flugzeuges als Verkehrsmittel gegenüber allen anderen Verkehrsmitteln zu Wasser, zu Lande und in der Luft.

Im praktischen Luftverkehr sind diesen theoretischen Möglichkeiten der fast kostenlosen Geschwindigkeitsvermehrung vorläufig durch die mangelnde Beherrschung des sog. »Geschwindigkeitsbereiches« Grenzen gesetzt. Unter Geschwindigkeitsbereich versteht man den Unterschied oder die Spannung zwischen der maximalen Fluggeschwindigkeit unter gegebenen Verhältnissen und der Landungsgeschwindigkeit. Letztere ist praktisch mit Rücksicht auf die Sicherheit sowohl bei normalen Landungen wie vor allem bei Notlandungen an einen bestimmten Wert gebunden, der bei maximal 80 bis 100 km/h liegt und je nach der Güte des jeweiligen Auftriebsverhältnisses eine Höchstgeschwindigkeit erreichen läßt, die nach dem heutigen Stande ca. 100 vH höher liegt. Die Wichtigkeit der Vergrößerung des Geschwindigkeitsbereiches ist seit einiger Zeit in ihrer ganzen Tragweite erkannt worden und zahlreiche Versuche deuten darauf hin, daß man dem Problem der Vergrößerung des Geschwindigkeitsbereiches energisch zu Leibe geht. Erwähnt seien die Versuche von Handley Page und Wright in England und Gastambied-Levavasseur in Frankreich. Letztere erreichten bei einer Landungsgeschwindigkeit von 60 km/h und 200 km/h maximale Geschwindigkeit eine Spannung von 70 vH, während die normaler Flugzeuge bei ca. 60 vH liegt. Theoretisch ist der Aufgabe beim Drachenflieger beizukommen:

1. durch vorübergehende Veränderung des Anstellwinkels der Tragflächen,
2. durch vorübergehende Veränderung der spezifischen Belastung der Tragflächen, d. h. Vergrößerung und Verkleinerung des Tragflächenareals,
3. durch vorübergehende Veränderung des Tragflächenprofils.

Die Schwierigkeiten der Lösung liegen mehr auf konstruktivem Gebiet. Kombinationen der drei Punkte untereinander sind denkbar und erscheinen erfolgversprechend.

Praktisch wird natürlich das Idealflugzeug nicht restlos durchzuführen sein, da gewisse widerstandbildende Teile des Flugzeuges aus anderen Gründen mit in Kauf genommen werden müssen. Mit zunehmender Vergrößerung der Flugzeuge nähern wir uns übrigens dem Idealfalle immer mehr. Aus dem Gesagten geht aber hervor, daß für den Vergleich verschiedener Flugzeuge — abgesehen von dem Vergleich ihrer absoluten Gewichte — das Auftriebsverhältnis ein Gütemaßstab ist. Was praktisch bisher erreicht wurde, zeigt folgende Gegenüberstellung:

1. Verkehrsflugzeuge 1918/20 (umgebaute Kriegsflugzeuge) brauchen, um je 100 kg Nutzlast 5 h gleich 650 km (Geschwindigkeit 130 km/h) weit zu tragen, 250 l Benzin zu M. 1500. Gesamtzuladung 360 kg.
2. Junkers Type J 13 braucht, um je 100 kg Nutzlast 5 h gleich 800 km (Geschwindigkeit 160 km/h) weit zu tragen, 50 l Benzin zu M. 300. Gesamtzuladung 750 kg.

Man vergegenwärtige sich, was die Zahlen bedeuten. Die Deutsche Luftreederei, welche umgebaute Kriegsflugzeuge der obengenannten Type 1918/20 in Benutzung hat, gibt an, daß durch die hohen Preise für Betriebsstoffe die Kosten für den Betriebsstoffverbrauch ca. ⅓ der Gesamtkosten ausmachen. Die Gesamtkosten pro 100 kg über 5 h beförderter Nutzlast würden demnach bei Verwendung wirtschaftlicher Maschinen auf ca. 75 vH der früheren herabgehen, d. h. die Betriebsstoffkosten nunmehr 8 vH der Gesamtkosten betragen. Um außerdem die Ladefähigkeit einer Junkers-Maschine zu erreichen, müssen zwei solcher umgebauter Kriegsflugzeuge angeschafft und in Betrieb genommen werden, d. h. weiter, wir haben die doppelten Kosten für Wartung, die doppelten Kosten für Führergehalt, die doppelte Abschreibung, die doppelte Bruchgefahr usw.

Hight lift, low resistance ist das Schlagwort, welches Junkers in England ausgelöst hat. Es drückt die an ein Flugzeug zu stellenden Hauptbedingungen aus, denen sich die besonderen Anforderungen für die einzelnen Verwendungszwecke unterordnen. Es bildet deshalb gleichzeitig den Ausgangspunkt für ein »unfair play« gegen die deutsche Luftfahrt über den Rahmen der Versailler Bestimmungen hinaus, wie es beispiellos ist, lediglich um Zeit zu gewinnen und den Vorsprung einzuholen. Aber, wie sagt Schopenhauer:

»Außerordentliche Erfolge, wo sie auch immer auftreten mögen, rufen Nachahmungen hervor. Nachahmungen aber werden nie Meisterwerke.« Was einem Arbeitserzeugnis seinen Wert verleiht, ist nicht allein das darauf verwendete Quantum an Zeit, Wissen und Geschicklichkeit, sondern die aufgewendete Liebe und Hingebung. Die Kopie ist stets weniger wert

als das Original. Und deshalb ist eine auf derselben beruhende Industrie nicht bloß unselbständig, ohne geistigen Schwung, sondern auch noch viel weniger ergiebig.

Großer Auftrieb und kleine Widerstände, d. h. mit anderen Worten: Geringes Flugzeuggewicht und großes Auftriebsverhältnis sind anzustreben. Letzteres wurde bereits geklärt. Das Flugzeug-Totalgewicht zerfällt in:

1. Flugzeug-Baugewicht,
2. Zuladung, diese in Nutzlast, d. h. gewinnbringende Nutzlast und Betriebslast, d. h. Betriebsstoff und Bordpersonal.

Zu 1. Metallflugzeuge können schon bei kleinen Ausführungen unter der Voraussetzung rechnerisch gleichen Sicherheitsfaktors mindestens so leicht gebaut werden wie solche aus Holz. Große Flugzeuge dagegen werden aus Metall erheblich leichter sein als solche aus Holz, weil Holz sich den Anforderungen der Materialverteilung für günstigste Widerstandsquerschnitte zur Aufnahme von Kräften nicht so weitgehend anpaßt. Dieser Umstand fällt weiter erschwerend ins Gewicht, wenn wir im verlockenden Hinblick auf die »fast kostenlose Geschwindigkeitsvermehrung« zu höheren Geschwindigkeiten übergehen, und dann zwar kleinere Flügel, aber entsprechend der höheren Belastung pro m² höher beanspruchte Flügelkonstruktionen erhalten.

Zu 2. Nach der Art der verlangten Dienstleistung sind konstruktiv Räume für Nutzlast und Betriebslast zu bemessen. Wir verwenden sie entsprechend der verlangten Transportleistung in t/km/h, wobei die t der gewinnbringenden Nutzlast und in Abhängigkeit von dieser die km/h dem Aktionsradius entsprechen. Für große Strecken wird bei gleicher Nutzlast das Flugzeug mit dem größeren Aktionsradius die größere »Vitesse commerciale«, wie der Franzose sagt, besitzen. Außerdem werden aus Gründen, die mit der geringen Anzahl der notwendigen Zwischenlandungen zusammenhängen und die aus dem bisher Gesagten und noch folgendem verständlich werden, die Strecken-Selbstkosten geringer ausfallen, d. h. bei gleichen Tarifen wächst der Streckenverdienst mit der Größe des zur Verfügung stehenden Aktionsradius, sofern er ausgenutzt wird. Vergrößern wir den Aktionsradius eines Flugzeuges auf Kosten der Nutzlast, so bleibt uns im Extrem gar keine Nutzlast und kein Gewinn, also höchstens eine kostspielige Sportleistung. Aus alledem geht schon die Notwendigkeit der Verwendung verschiedener Flugzeugtypen im Luftverkehr hervor. Das Einheitsflugzeug würde ganz kurze und ganz lange Strecken unverhältnismäßig teuer machen, ganz abgesehen davon, daß seiner Verwendung die unterschiedlichen Anforderungen des Lokal-, Transit- und Überseeverkehrs im Wege stehen.

Die Höhe der Zuladung in Prozenten des Gesamtgewichts schwankt bei ausgeführten Verkehrsflugzeugen zwischen 20 vH und 40 vH, erreicht stellenweise auch 50 vH. Diese Angabe läßt nur mit gewissen Einschränkungen ein Urteil über die Güte der Bauart zu. Ein besseres Bild gibt die gleichzeitige Gegenüberstellung von Betriebsstoffverbrauch pro t Zuladung über 1 km und Betriebsstoffverbrauch pro Passagier.

Flugzeug	Zuladung in vH des Gesamtgewichts	Betriebsstoffverbrauch	
		pro t/km	pro Passagier
Westland-Limousine . .	32 vH	0,70 kg	0,068 kg
Junkers-Limousine . . .	40 vH	0,38 kg	0,042 kg

Das erste ganz aus Metall hergestellte Flugzeug mit freitragenden, verspannungslosen Flügeln von verhältnismäßig hohem, hohlen Querschnitt, ließ bereits erkennen, wie sich Junkers völlig von den hergebrachten Konstruktionsprinzipien getrennt hat. Aus dem Doppeldecker mit zahllosen Streben und Verspannungskabeln, die die eingehend besprochene Ursache großer Fortbewegungswiderstände, schlechten Auftriebsverhältnisses und schließlich hohen Betriebsstoffverbrauches sind, ist der verspannungslose, wirtschaftliche Eindecker mit seinen ästhetischen Formen getreten.

Ersichtlich besteht zwischen den früher verwandten, verhältnismäßig dünnen Tragflächenprofilen und dem Junkersschen Profil, gekennzeichnet durch den verhältnismäßig hohen und hohlen Querschnitt, ein erheblicher Unterschied. Der freitragende, gänzlich verspannungslose Flügel macht aus Festigkeitsgründen die Anwendung dieser hohen Flügelquerschnitte erforderlich, die an der Flügelwurzel — der Stelle der größten Beanspruchung — am größten sind und nach dem Ende zu allmählich schwächer werden können. Bei der vorausgegangenen Untersuchung eines solchen hohen Profiles ergab sich die überraschende Tatsache, daß seine Charakteristik den Charakteristiken aller bisher bekannten und verwendeten Profile bei weitem überlegen ist. Es wurde früher bereits festgestellt, daß beim Idealflugzeug lediglich der auf die Tragflächen entfallende Widerstand vorhanden sei, und daß dessen Auftriebsverhältnis nur abhängig sei von der Gestaltung des Tragflügels, um seinen günstigsten Wert zu erreichen. Es ist das Junkerssche Verdienst, auch in dieser Richtung dem günstigsten Wert des Auftriebsverhältnisses nahe gekommen zu sein. Die Gestaltung des Tragflügels ist weiter wichtig mit Bezug auf das Seitenverhältnis des Flügels, dessen induzierter Widerstand von diesem Seitenverhältnis abhängig ist.

Aus unserer bisherigen Betrachtung schälen sich demnach die charakteristischen Merkmale des modernen wirtschaftlichen Flugzeuges wie folgt heraus:

1. Metallbau,
2. das verspannungslose, freitragende Tragdeck,
3. das hohe, hohle Profil.

Alle drei ermöglichen erst eine weitgehende Annäherung an den zu erstrebenden Idealfall.

Zu 2. Unter Punkt 2 unserer Hauptdisposition wollten wir die Posten beleuchten, die der Statistik unterworfen sind, und gleichzeitig untersuchen, wie weit wir in der Lage sind, diese Posten niedrig zu halten, um die Luftreise zu verbilligen. Eine solche Statistik könnte man als Hilfswissenschaft der »Luftverkehrs-Ökonomie« bezeichnen, wenn es gestattet ist, diesen Ausdruck für eine Wissenschaft anzuwenden, die analog unter dem Namen »Eisenbahn-Ökonomie« im Eisenbahnwesen bekannt ist. Die Luftverkehrs-Ökonomie würde sich im allgemeinen mit der Umgestaltung der wirtschaftlichen Verhältnisse durch das Flugzeug oder durch den Luftverkehr befassen, wie die Eisenbahn-Ökonomie sich mit der Umgestaltung der wirtschaftlichen Verhältnisse durch die Eisenbahn befaßt. Den Wert und das Maß dieser Umgestaltung zu erkennen und vorauszusehen, kann der Industrie heute allein den Mut geben, Verkehrsflugzeuge zu bauen.

Die erwähnte Statistik als Hilfswissenschaft der Luftverkehrs-Ökonomie wird sich im einzelnen z. B. mit der Einrichtung der Verwaltung befassen, um die Betriebskosten im Verhältnis zu den Einnahmen möglichst zu verringern. In ihrem wichtigsten Teil wird sie sich mit der Festsetzung des Wertes der Transportleistung und der Festsetzung der Tarife beschäftigen. Weiter auch mit den Verhältnissen, die für das Zustandekommen und die Ausführung des Unternehmens in Betracht kommen, wie das Anlagekapital zu beschaffen und zu verwerten ist, mit der Gruppierung und Einteilung des verschiedenen Personals, mit der Art seiner Entlohnung u. a. m. All diese Erhebungen stützen sich wieder auf zahllose Unterstatistiken, die im einzelnen unscheinbar, in Wirklichkeit aber das Fundament bilden, auf dem sich der Erfolg des Luftverkehrs aufbaut und die, gewissenhaft verfolgt, uns die Probleme erkennen lassen, die zur Lösung stehen, um den Fortschritt zu verbürgen.

Das statistische Material sammelt sich getrennt bei den einzelnen Privatunternehmen und kommt leider nur langsam an die Öffentlichkeit. Es wäre dringend notwendig, daß ein schneller Austausch des Materials über eine Behörde als neutrale Stelle stattfände, um Wiederholung von Fehlern zu vermeiden. In England ist eine derartige Stelle bereits geschaffen als Lloyds Luftfahrt-Register, und auch in Deutschland sind vom Verband Deutscher Flugzeugindustrieller zusammen mit dem Verein »Flug und Hafen« Schritte zur Regelung dieser Frage unternommen worden.

Naturgemäß haben ein erhöhtes Interesse an dem statistischen Material die Versicherungsgesellschaften, um die wahre Größe ihres Risikos jederzeit erkennen zu



können. Dieses ändert sich mit der Art des Luftverkehrs, ob planmäßig oder Gelegenheitsflug, ob Verkehrsgesellschaft oder Privat; ferner mit dem Charakter der überflogenen Gegend, dem Zustand der Landeplätze, der Ausbildung des Personals u. a. m. Unter dem Drucke dieser Risiken haben sich die führenden großen deutschen Versicherungsgesellschaften zu einem »Pool« zusammengeschlossen, der mit entsprechender Rückversicherung arbeitet. Denselben Vorgang konnte man im Ausland beobachten.

Die Luftfahrt-Versicherung beruht auf folgenden Grundsätzen:

1. Erhebung einer verhältnismäßig kleinen Prämie für Versicherung gegen einen verhältnismäßig großen Verlust bei geringer Unfallmöglichkeit,
2. Versicherung einer hinreichend großen Anzahl von Einheiten, um statt des Zufalls eine gewisse Wahrscheinlichkeit für vorkommende Unfälle zu haben.

Die Hauptgebiete, auf denen sich Versicherungs- und Luftverkehrsgesellschaften treffen, sind: Versicherung des fliegenden Personals, Versicherung der Reisenden, Post und Güter. Versicherung gegen Schäden am Flugzeug, Versicherung gegen Schäden an Dritten. Die Notwendigkeit inniger Zusammenarbeit zwischen Versicherungsgesellschaft und Luftverkehrsunternehmen geht aus alledem hervor.

Die Verwertung des statistischen Materials, welches in den Bureaus der Luftverkehrsgesellschaften, wie gesagt wurde, zusammenläuft, muß teilweise, soweit es das Flugzeug selbst betrifft, in der Flugzeugindustrie erfolgen. Es geht daraus weiter die dringende Notwendigkeit des innigen Zusammenarbeitens von Flugzeugindustrie und Luftverkehrsunternehmen hervor, auch dann noch, wenn das Material an neutraler Stelle zu erhalten ist. Nur so können Fortschritte in der Verbesserung des Verkehrsmittels, die sich in die Begriffe Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit einfügen lassen, und damit steigende Rentabilität der Unternehmen erzielt werden.

Naturgemäß verursachen die statistischen Bureaus der Unternehmen, die vorläufig unumgänglich notwendig sind, große Kosten. Einen bedeutenden Faktor der allgemeinen Unkosten bilden weiter auch die Propagandabudgets. Man wird aber solche Ausgaben zur Festsetzung des Wertes der Transportleistung und Kalkulation der Tarife nicht mit heranziehen dürfen, sondern als Anlagekapital buchen und tilgen.

Für die Propaganda bilden die Postbeförderung und die Passagierbeförderung — der Gütertransport kommt praktisch noch kaum in Frage — zwei getrennte Aufgaben, und von diesen ist die zweite die größere, weil sie das Problem zu lösen hat, die Passagier-Frequenz zu wecken, zu erhalten und zu beleben.

In Deutschland hatte die Werbetätigkeit der Privat-Initiative bei der Post den Erfolg, daß diese den Unternehmen eine Subvention zahlt, die aus einer Summe von M. 11 pro geflogenen km besteht und einem weiteren sog. Bauzuschuß, den der Staat bezahlt und dessen Quote sich aus der Höhe des Budgets einerseits und der Anzahl der beteiligten Verkehrsunternehmen anderseits bestimmt.

In die Werbetätigkeit beim Publikum zur Postbeförderung teilen sich die Post und die Verkehrsunternehmen. Von keiner Seite geschieht etwas Durchgreifendes. Die mangelnde Frequenz ist auf Unkenntnis und Gedankenlosigkeit des Publikums zurückzuführen. Die Schwierigkeiten des Zubringerdienstes (s. Teil 2) hemmen die Initiative der Postbehörden wie auch die Vorteile der Luftbeförderung, die in Deutschland an sich nicht besonders fühlbar sind, jedoch mit steigendem Umsatz und damit gesteigertem Verkehr fühlbar werden können. Generelle Übergabe der Postbeförderung an die Luftverkehrsunternehmen für einzelne lukrative Strecken — vorausgesetzt, daß es solche gibt — ohne Sonderfrankierung, d. h. unter Ausschaltung des Publikums als Mitbestimmer über die Beförderungsart, könnte Besserung versprechen. In Amerika ist man bereits einen Schritt weitergegangen und hat eigene Flugzeuge in Betrieb genommen. Die erzielten Resultate sollen sehr befriedigend sein. Das gesamte Luftnetz der Post beträgt dort 3426 (neuerdings 6000) amerikanische Meilen. Die durchschnittliche Postfracht beläuft sich auf 400 amerikanische Pfund, was einer Briefanzahl von 17 000 Stück entspricht. Die Zahl der durchschnittlich täglich beförderten Briefe beträgt 100 000. Die Statistik der Postverwaltung zeigt, daß die Luftbeförderungskosten für 1500 Pfund täglicher Post zwischen New York und Chicago Doll. 400 000 jährlich betragen, während der Eisenbahntransport etwa Doll. 500 000 kostet. Dazu kommt noch, daß die Einrichtung von Luftverkehrslinien weit billiger ist als der Bau von Eisenbahnstrecken, deren Anlage laut denselben Angaben rund Doll. 100 000 je Meile kostet, während für die gleiche Strecke im Luftverkehr einschließlich der Platzanlagen usw. nur Doll. 5000 aufzuwenden wären, abgesehen von den viel geringeren Unterhaltungskosten und der viel schnelleren Fertigstellung. Die Postbeförderung vom amerikanischen Festland nach Kuba geschieht heute ausschließlich durch Flugzeuge. Die amerikanische Regierung hat den Postbeförderungs-Vertrag mit den Schiffahrtsgesellschaften nicht erneuert.

Bei der Werbetätigkeit zur Weckung und Erhaltung der Passagier-Frequenz liegen die Verhältnisse, wie gesagt, ungleich schwieriger. Aber gerade hier haben wir es mit einem Faktor zu tun, der für die Durchführbarkeit des Luftverkehrs von außerordentlicher Wichtigkeit ist. Sehen wir uns die Zahlen der Deutschen Luftreederei einmal genau an. Bis Dezember 1920, also in ca. 2 Jahren, sind 5546 Passagiere und 33 000 kg Post befördert worden. Stellt man diese Frequenzziffer den 6208 Flügen gegenüber, so ergibt sich im Durchschnitt pro Flug eine Nutzlast von rd. 5 kg Post und 0,8 Passagiere, in Summa also die Person mit 75 kg angenommen, eine Nutzlast von 72 kg pro Flug, d. h. bei einer Tragfähigkeit für gewinnbringende Nutzlast von 120 kg pro Flugzeug 60 vH Ausnutzung. Bedeutend ungünstiger noch war das Ergebnis des »Europa-Nordwest-Fluges« (Malmö—Hamburg—Amsterdam), der eine Ausnutzung der Nutzlast von nur 13 vH erbrachte. Dabei waren für 1 kg Nutzlast 7,5 PS eingesetzt, während bei voller 100 proz. Ausnutzung nur 1,3 PS erforderlich gewesen wären. Im Hinblick auf die nachfolgenden Betrachtungen muß hervorgehoben werden, daß diese schlechten Ergebnisse zum Teil auf das Konto der verwendeten umgebauten Kriegsflugzeuge zu setzen sind.

Es ist bekannt, welche psychologischen Hemmungen bei der Einführung der Eisenbahn zu überwinden waren. Viel schwieriger liegen natürlich heute die Verhältnisse beim Luftverkehr, da man dem Flugzeug nach den vielen Unglücksfällen in der ersten Zeit erhebliches Mißtrauen entgegenbringt. Als Maßstab für dieses Mißtrauen kann die Bewunderung für den Flieger dienen. Das ersichtliche Abflauen dieses Gefühls der Bewunderung für den Flieger bei der großen Masse kann deshalb auch anderseits die Feststellung erlauben, daß man sich mehr und mehr mit dem Gedanken des Fliegens vertraut gemacht hat. Beruhigend wirken die in der Öffentlichkeit bekannt gewordenen Statistiken über Unfälle. Während im Jahre 1908 noch 0,06 und im Jahre 1910 noch 0,03 tödliche Unfälle für den geflogenen km zu beklagen waren, ging diese Zahl im Jahre 1913 weiter auf 0,0005 herunter. Die Deutsche Luftreederei, deren Veröffentlichungen diese und nachstehende Angaben entnommen sind, hatte bei 5536 Fluggästen, die bis Dezember 1920 befördert wurden, keinen tödlichen Unfall, bei 3 leichten und einer schweren Verletzung zu verzeichnen. Wenn man diesen Zahlen die des Automobilbetriebes im gleichen Stadium gegenüberstellt, so kommen im Jahre 1906/07 auf 100 Kraftfahrzeuge in Berlin z. B. 106,47 vH, im gesamten Deutschland 13,2 vH Unfälle. Immerhin kostet den einzelnen seine erste Reise im Flugzeug ungefähr den gleichen Entschluß wie eine Expedition an den Nordpol, wie Professor Baumann einmal sagte. Es fragt sich nun, wie wir diese Hemmungen überwinden können.

1. Muß der Nachweis erbracht werden, daß die Reise mit dem Flugzeug dem Passagier, vor allen Dingen dem Geschäftsmann, tatsächlich Vorteile bringt. Diese Vorteile liegen fraglos im Zeitgewinn, selbst bei europäischen Verhältnissen, wo das Flugzeug der Eisenbahn gegenüber lediglich als Zusatzverkehrsmittel in Frage kommt, während es z. B. in Südamerika als Konkurrenz-Verkehrsmittel auftreten kann. Überall wird eine Konkurrenzmöglichkeit beim Luftverkehr über Wasser in Erscheinung treten, und Tarifberechnungen

lassen erkennen, daß unter Berücksichtigung aller Umstände die Preise hier gar kein Hindernis bilden. Um einen Begriff von der durch das Flugzeug zu erzielenden Zeitersparnis zu geben, seien folgende Zahlen genannt: Berlin—Paris 6 h gegenüber 24 h, Berlin—London 6½ h gegenüber 29 h, Berlin—Petersburg 8½ h gegenüber 38 h, Berlin—Konstantinopel 12 h gegenüber 60 h. Besonders interessant ist die Strecke Buenos Aires—Montevideo. Die 160 km lange Strecke legt das Flugzeug bei Windstille in einer Stunde zurück, während die Reise mit dem Dampfer 1 Nacht, hin und zurück 2 Nächte und einen Tag in Anspruch nimmt.

Mit der Erkenntnis dieses Vorteils stellt sich auch das Bedürfnis danach ein. Im weitesten Sinne dürfte auch die völlige Ungebundenheit des Flugzeuges an Schienenwege ein besonderer Vorteil sein, besonders in Südamerika, wie denn die Entwicklung der Verkehrsmitteltechnik von der Eisenbahn über das Auto zum Flugzeug die Tendenz erkennen läßt, welche diese Ungebundenheit zum Ziele hat. Die Schnelligkeit der weiteren Entwicklung der Verkehrsmitteltechnik in dieser Richtung dürfte eine Frage der Wirtschaftlichkeit sein.

2. Müssen konstruktive Maßnahmen getroffen werden, die geeignet sind, das Gefühl der Sicherheit im Flugzeug zu festigen. Für das öffentliche Verkehrsflugzeug muß aus diesem Grunde die geschlossene Kabine gefordert werden, welche den Passagier vor Wind und Wetter schützt und ihm erlaubt, ohne Sonderbekleidung zweifelhaften Zustandes — weil sie täglich ihren Besitzer wechselt — das Flugzeug zu besteigen. Für das Privat- und Sportflugzeug wird die offene Bauart Anhänger behalten.

Der Einsteig muß bequem sein und darf nicht, wie bei umgebauten Kriegsflugzeugen, per Leiter durch eine Luke im Dach der Kabine erfolgen. Die Sitze müssen bequem sein, der Kabinenraum hell, luftig, geräumig und heizbar, die Fenster groß und zu öffnen. Kurz all das, was heute das Eisenbahnkoupee I. Klasse bietet, muß zum mindesten das Flugzeug bieten.

Schließlich könnte man der Massensuggestion noch dadurch Rechnung tragen, daß man Flugzeuge mit der Tragfähigkeit für mindestens 10 oder mehr Personen in Dienst stellt. Solche Gesellschaftsflüge wirken fraglos beruhigend und entschlußstärkend. Hier drängt die Entwicklung zum Riesen-Flugzeug.

Haben wir einmal Fluggäste geworben, so müssen wir trachten, sie uns als Kunden zu erhalten, d. h. der Eindruck der Luftreise muß ein angenehmer sein. Dazu gehört das unbedingte Gefühl der Sicherheit, welches in hohem Maße auch von der disziplinierten Führung des Flugzeuges durch den Piloten abhängt. Es sollen deshalb mit einem Verkehrsflugzeug und Passagieren keine scharfen Kurven geflogen und keine Sturzflüge ausgeführt werden. So etwas verbietet sich bei großen Flugzeugen von selbst.

Wird nach Flugplan geflogen, so muß eine straffe Disziplin und Organisation des Betriebes dafür sorgen, daß die angegebenen Start- und Landezeiten eingehalten werden, soweit das mit Rücksicht auf höhere Gewalt möglich ist. Notlandungen müssen zu den Seltenheiten gehören, da sie mit einem Schlage den Zweck der Luftreise illusorisch machen und die Frequenz schädigen. Sorgfältig geführte Bordbücher, Tagebücher und laufende Notizen über das Verhalten des Flugzeuges und die technischen Beobachtungen während des Fluges sind ihres kontrollierenden Momentes wegen notwendig und nicht nur der Statistik wegen Vorschrift.

Besondere Sorgfalt ist der Dämpfung der Maschinengeräusche zuzuwenden. Hier beziehen sich die konstruktiven Maßnahmen, abgesehen vom Schalldämpfer am Motor selbst, auf die Ausführung der Kabinenwände, die mit allen Mitteln schalldämpfend herzustellen sind. Es ist bekannt, daß die Durchführbarkeit der Strecke Paris—London, die man wohl als die günstigste in ganz Europa bezüglich der Frequenzmöglichkeiten bezeichnen kann, mehr oder weniger an der stagnierenden Passagier-Frequenz krankt und ihr Bestehen in Frage gestellt war, weil man allgemein über den ungeheuer starken Motorenlärm klagt, der eine Unterhaltung unmöglich macht und dessen Folgen noch stundenlang nach der Landung in körperlichem Unbehagen zu spüren ist. Der Grund liegt einmal in den zur Verwendung kommenden Flugzeugtypen, die bei ihrer veralteten Konstruktion sehr starke Motoren verlangen, das andere Mal in der rückständigen Art der Rumpfverkleidung mit Fournierholzplatten, die naturgemäß eine erhebliche Resonanz hervorrufen.

Inzwischen ist man auf dieser Strecke zu sog. »Verkehrsflugzeugen« übergegangen, bei denen wenigstens auf größeren Komfort Rücksicht genommen wurde. Die Ausnutzung dieser in Dienst gestellten D. H. 18 betrug bei einem Flugpreise von 10 Pfd. Sterl. 10 sh. für die Strecke Paris—London noch nicht 50 vH. Nach Herabsetzung des Preises auf 6 Pfd. Sterl. 6 sh., wozu man dank einer staatlichen Subvention in der Lage war, stieg die Frequenz auf durchschnittlich 100 vH der Ladefähigkeit, d. h. die Flugzeuge waren besetzt. Tatsächlich arbeitet diese Strecke jetzt mit Gewinn. Die Verminderung des Einzelpreises (Tarifes) hatte eine Hebung des Gesamtergebnisses zur Folge. Wir haben hier ein eklatantes Beispiel für die große Tragweite der Tarifbemessung, die mit den Vorteilen des Luftverkehrs in Einklang zu bringen ist, um die Frequenz zu erzielen, die den Luftverkehr lebensfähig macht. Die Aufgabe kann um so größer sein, je engere Grenzen durch die Konkurrenz-Tarife der alteingeführten Verkehrsmittel bestimmt werden.

Grundlegend bleiben für die Beurteilung der Situation nach wie vor die Selbstkosten der Transportleistung. Prüfen wir deshalb diejenigen der Statistik unterworfene Momente, welche mit dem Flugzeug und seiner Konstruktion unmittelbar zusammenhängen. Gleichzeitig hätten wir zu untersuchen, wie weit wir durch entsprechende Maßnahmen in der Lage sind, diese Momente zu beherrschen und, wie gesagt, die Selbstkosten niedrig zu halten.

Neben dem eigentlichen konstruktiven Aufbau bestimmt der Baustoff der Flugzeugzelle deren Lebensdauer, soweit »natürlicher Verschleiß« durch

1. Dienstleistung (Start, Flug, Landung),
2. Witterung

in Frage kommt. Für die bisher üblichen Holzflugzeuge gibt der Witterungseinfluß das Tempo für den natürlichen Verschleiß an. Beim Metallflugzeug ist der Witterungseinfluß ausgeschaltet und der natürliche Verschleiß durch die tatsächliche Dienstleistung der Maßstab für die Lebensdauer. Da sich aus der Lebensdauer die Abschreibungsquote ergibt, ist hiermit wiederholt die Tragweite des Metallflugzeugbaues gekennzeichnet.

Schließlich bestimmt das Ende der konstruktiven Sicherheit die Außerdienststellung eines Flugzeuges. Die Metallkonstruktion allein kann auf die Dauer die Sicherheit und damit die bekannt gewordenen Vorteile freitragender Tragflächen — in dieser Verbindung des wichtigsten Teiles des Flugzeuges — gewährleisten. Man muß bedenken, welche sorgfältige Auswahl unter den in verschiedensten Formen aufgewachsenen Hölzern, welche sorgfältige Auswahl der Einzelteile aus diesen erforderlich ist. Und weiter, wie schnell Sonne, Regen und Termiten eine vorher vielleicht einwandfreie Beschaffenheit des Holzes zerstören. Dagegen ist dann die unveränderliche homogene Eigenschaft des Metalles zu halten, dank der es mit bestimmten Festigkeitseigenschaften in stets gleichbleibender Güte und in normalisierten Abmessungen als Blech- oder Profilmaterial herzustellen ist. So wird man sich klar darüber sein, was das für alle Durchschnittsverhältnisse, in erhöhtem Maße aber für die Tropen bedeutet. Die Herabsetzung der Versicherungsprämie auf Metallflugzeuge ist daraus eine selbstverständliche Folge und erstreckt sich sowohl auf die Kasko-Versicherung wie auf die Lebens- und Unfall- sowie Transportversicherung. Sie alle erfahren durch die Unverbrennbarkeit des Metalles eine weitere erhebliche Herabsetzung der Prämie.

Viel Arbeit und Kosten hängen mit der Wartung der Flugzeugzelle, besonders der Flügel, zusammen, wenn wir es mit Doppeldeckern üblicher Brückenkonstruktion zu tun haben, die ewig nachgespannt und kontrolliert werden müssen, weil das Holz »arbeitet« und sich verzieht. Dieses Sichverziehen der Flügel ist bei Metallkonstruktionen, zumal in der Junkersschen Ausführung, unmöglich. Die Tragflächen sowohl wie das ganze Flugzeug verlassen die Fabrik fertig gerichtet und die in sich völlig unveränderlich starren Tragflächen sind in

kürzester Frist mit einer Anzahl Überwurfverschraubungen an das Tragdeckmittelstück im Rumpfe angesetzt.

Am verheerendsten wirken auf die Lebensdauer der Holzflugzeuge Notlandungen, die aus irgendwelchen Gründen längere Reparaturen an Ort und Stelle notwendig machen. Die Apparate stehen dann schutzlos der Witterung preisgegeben und ein Regen von argentinischer Gründlichkeit kann ihnen in einer Nacht den Garaus machen. Das Metallflugzeug wird davon gar nicht berührt. Wird in solchen Fällen schließlich eine Demontage des Flugzeuges notwendig, so hängt es von den konstruktiven Maßnahmen ab, wie das Flugzeug den Transport über die Landstraße und mit der Eisenbahn übersteht. Leichte Demontage und Montage, Sperrigkeit der Teile, lokale Festigkeit und vor allem wiederum der Baustoff geben da den Ausschlag.

Schließlich ist die Verkleinerung der Bruchgefahr beim Metallflugzeug nicht gering einzuschätzen, welcher Umstand auf die Eigenschaft des Metalls zurückzuführen ist, größere Formveränderungsarbeit aufzunehmen als Holz. Die Splittergefahr fällt ganz fort.

Als bestgeeignetes Metall für den Bau der Junkers-Flugzeuge hat sich das sog. Duralumin erwiesen, eine Legierung aus Aluminium, Kupfer und Magnesium. Dieses besitzt selbst hochwertigem Chromnickelstahl gegenüber den Vorteil, daß seine Querschnitte bei gleicher Festigkeit und gleichem Materialgewicht größer sind und damit eine größere lokale Festigkeit gewähren, wie oben bereits angedeutet. Auch ist das Duralumin oxydationssicher und daher witterungsbeständiger als Stahl.

Es möge als Beweis für die Zuverlässigkeit und Sicherheit eines Junkers-Tragdecks dienen, daß im Kriege ein gepanzertes Junkers-Infanterie-Flugzeug mit 480 Treffern im Tragdeck anstandslos nach Hause geflogen ist. Durch die Art des inneren statischen Aufbaues des Junkers-Flügels wird der Verteilung der Kräfte, die am Flügel angreifen, unmittelbar durch eine entsprechende Unterteilung der die Kräfte aufnehmenden Elemente Rechnung getragen. Die zahlreichen Streben werden demgemäß im einzelnen gering beansprucht, so daß ihre Zerstörung die Gesamtfestigkeit nicht fühlbar vermindert. Die bisher übliche außenliegende Brückenkonstruktion der Doppeldecker zieht die Beanspruchungen der Flügel in eine geringe Anzahl von Konstruktionselementen zusammen, deren einzelne Zerstörung prozentual die Gesamtfestigkeit derartig in Mitleidenschaft zieht, daß der Aufbau momentan gefährdet ist. Diese Erfahrungen aus der Kriegszeit erlauben ohne Zweifel zuverlässige Rückschlüsse auf die Sicherheit der Flugzeuge im friedlichen Luftverkehr.

Wenn man sich vergegenwärtigt, daß der »dezentralisierte« statische Aufbau mit gewissen Vorteilen für das Baugewicht bis zur Filigranarbeit extrem verfolgt werden kann, so scheint bei Junkers der richtige Mittelweg gefunden zu sein, um der so viel wichtigeren lokalen Festigkeit Genüge zu leisten und Reparaturarbeiten in jedem Fall die besten Chancen für Zuverlässigkeit, Schnelligkeit und Billigkeit zu bieten. Die Praxis hat diese Tatsache hinlänglich bewiesen. Die nordamerikanische Post, die eine größere Anzahl Junkers-Flugzeuge in Dienst gestellt hat, gibt die Kosten der Instandhaltung um etwa 50 vH niedriger an, als die der amerikanischen Flugzeuge. Ihre Statistik zerlegt die Selbstkosten des Flugbetriebes für amerikanische Maschinen in 23 vH für Verwaltung, 29 vH für den eigentlichen Flugbetrieb und 48 vH für Instandhaltung des Materials. Die Bedeutung einer 50 proz. Verbesserung dieser letzten Zahl dürfte darnach auf der Hand liegen.

»Die nachstehenden statistischen Zahlentafeln aus »Aerial« zeigen in ihrer Wirkung auf die Kosten der Strecke 5 Chicago—Omaha deutlich die Wirtschaftlichkeit der Junkersflugzeuge gegenüber den amerikanischen.«

Bei der Bemessung der Abschreibungsquote ist nun nicht nur der natürliche Verschleiß der Flugzeuge in Rechnung zu ziehen, sondern auch der durch außergewöhnliche Umstände herbeigeführte Bruch, der mehr oder weniger kostspielige Reparaturen notwendig macht oder zum Totalverlust des Flugzeuges führt. Der beste Indikator für diese Verhältnisse ist auch hier die Höhe der Versicherungsprämie. Wenn auch die

Aus Aerial Nr. 24 S. 605.

Auf den verschiedenen Strecken flogen folgende Flugzeugtypen:

Strecke	Flugzeugtypen
1. New York—Washington	Curtiss R 4 mit Liberty 12-Motoren » J. N. 4 D. mit Curtiss O×5-Motoren (zur Prüfung der Piloten) De Havilands mit Liberty 12-Motoren
2. St. Louis—Twin Cities	Standard mit Hispano Suiza-Motoren Curtiss J. N. 4 H Hispano Suiza-Motoren Twin de Havilands mit 2 Liberty 6-Motoren Martin » 2 » 12- »
3. New York—Cleveland	Curtiss R 4 mit Liberty 12-Motoren De Havilands » » 12- » Twin de Havilands » 2 » 6- »
4. Cleveland—Chicago	De Havilands mit Liberty 12-Motoren Twin de » » 2 » 6- » Martin » 2 » 12- »
5. Chicago—Omaha	De Havilands mit Liberty 12-Motoren Twin de » » 2 » 6- » Junkers J. L. Larsen mit BMW- »
6. Omaha—Salt-Lake	De Havilands mit Liberty 12-Motoren
7. Salt-Lake—San Francisco	De Havilands mit Liberty 12-Motoren

Aus Aerial Nr. 24 S. 605.

Strecke:	Kosten pro Meile (Doll.) Leitung	Flug	Unterhaltung
1. New York—Washington . . .	0,36	0,33	0,92
2. St. Louis—Twin Cities . . .	0,35	0,35	0,61
3. New York—Cleveland	0,35	0,36	0,64
4. Cleveland—Chicago	0,22	0,31	0,31
5. Chicago—Omaha	0,21	0,20	0,29
6. Omaha—Salt-Lake	0,13	0,27	0,30
7. Salt-Lake—San Francisco . .	0,20	0,24	0,58
Durchschnittlich	0,23	0,29	0,48

Durchschnittspreis d. tägl. Dienstes . . . . Doll. 1,00 pro Meile
Abgang durch Abstürze usw.,
berechnet auf 1 Million Flugmeile . . . . » 0,34 » »
Gesamtkosten, einschl. Leitung, Führung, Verzinsung, Verluste . . . . Doll. 1,34 pro Meile

Otto Praeger, Zweiter Assistent des Generalpostmeisters.

Auswirkung aller Vorteile, die der Metallbau mit sich bringt, die Folgen derartiger Ereignisse merklich mildert, ihr Vorkommen einschränkt und die Erhaltungskosten des Flugparks und die Rücklagen hierfür verkleinert, so bleibt doch die Pflicht, ihre Ursachen zu ergründen, um dem Ziele möglichst großer Lebensdauer der Flugzeuge näher zu kommen. Ihr Ende sollte eigentlich nur durch veraltete Konstruktion und Verminderung der Konkurrenzfähigkeit bestimmt werden, ihr Wert dann bis auf das Altmaterial abgeschrieben sein, welches wir beim Metallflugzeug in jedem Falle retten.

Wir gliedern die Ursachen der Brüche in

1. Mängel des fliegenden Personals,
2. Mängel am Flugzeug,
3. Wettereinflüsse,
4. Start- und Landungsverhältnisse.

Zu 1. Der Assekuradeur sagt mit gewissem Recht, daß der Flugzeugführer der wichtigste Faktor bei der Bemessung seines Risikos sei. Die Zahl der Brüche oder Totalverluste von Flugzeugen hängt tatsächlich zum großen Teil von den Fähigkeiten des Flugzeugführers ab, welche menschlichen Unzulänglichkeiten und Schwächen unterworfen sind. Auf welchen Gebieten hätten wir nicht diese Abhängigkeit von persönlichen Leistungen? Es ist leider mit Recht in Zweifel zu stellen, ob in Zukunft ein derartiges Flugzeug-



Aus Aerial Nr. 24 S. 605.

Flugpost-Dienst der Postverwaltung der Vereinigten Staaten von Amerika. **Dienst- und Einheitskostensätze.**

Monatsaufstellung über Leistung und Unterhaltung für Dezember 1920 (Doll.).

Abteilung	Gas	Schmiermittel u. Öl	Reparaturen u. Nebenkosten	Verschiedenes	Krafträder u. Lastwagen	Mieten, Licht, Feuerung, Kraftanschluß, Telephon, Wasser	Bureaupersonal u. Bewachung	Flugzeugführer	Mechaniker, Hilfspersonal	Abteilungsvorstand	Zinsen u. Kapital	Im Ganzen	Gallonen Gas	Gesamtlaufzeit h min	Gesamtmeilenzahl	Meilen pro Gallon Gas	Preis pro Stunde	Preis pro Meile
1. New York—Washington	2 057,59	380,69	5 237,21	1 383,21	1 252,17	616,74	1 081,34	1 177,69	3 426,29	241,85	688,75	17 545,24	5 475	135 10	10 934	2,0	126,99	1,60
2. St. Louis—Twin Cities	2 621,89	596,13	2 747,44	3 429,23	975,61	525,46	2 434,30	2 691,83	4 369,84	725,59	1 291,18	22 408,70	7 282	272 27	17 122	2,4	82,26	1,31
3. New York—Cleveland	2 496,61	392,98	2 440,94	3 897,24	681,31	618,75	1 921,29	2 236,69	2 948,57	483,72	1 402,92	19 523,02	6 912	206 52	14 471	2,1	94,37	1,35
4. Cleveland—Chicago	1 900,54	415,50	748,16	1 947,38	454,11	233,61	1 448,14	1 982,55	1 520,30	362,79	501,67	11 514,75	5 360	116 22	13 682	2,6	98,95	0,84
5. Chicago—Omaha	1 302,44	299,22	1 230,50	1 616,31	400,14	125,29	1 211,20	1 654,80	1 809,27	483,72	1 043,34	11 176,23	3 794	170 48	15 916	4,2	65,43	0,70
6. Omaha—Salt-Lake	4 715,00	1 137,55	164,19	3 804,94	720,73	482,96	1 968,34	3 645,99	3 520,10	1 007,75	476,67	24 662,22	13 220	409 26	35 103	2,7	60,19	0,70
7. Salt-Lake—San Francisco	2 691,33	591,97	5 504,02	5 445,83	715,55	352,22	2 245,48	2 424,52	2 969,63	725,58	726,67	24 395,80	7 801	253 23	23 812	3,1	95,53	1,02
Gesamt- u. Durchschnittssumme	17 783,40	3 814,04	21 072,46	21 529,14	5 199,62	2 954,73	12 310,49	15 816,07	20 564,00	4 031,01	6 131,20	131 205,96	49 844	1569 28	131 040	2,6	83,60	1,00

führermaterial zur Verfügung stehen wird, wie der Krieg es hervorgebracht hat. Die dort durch militär-psychologische Momente hochgetriebene Leistungsfähigkeit der Führer übertrumpft die in Zukunft zu erwartenden Leistungen gegen entsprechendes Entgelt sicher bei weitem. Kilometergelder, sog. Bruchprämien oder Beteiligung am Gewinn werden die Lücke allein nicht ausfüllen. Ihr muß durch intensive Schulung des Nachwuchses, verschärfte Examensbedingungen, ständige Überwachung und regelmäßige ärztliche Untersuchungen Rechnung getragen werden, wozu außerdem eine vernünftige, aber straffe Disziplin zu beobachten ist. Über die Dienstfähigkeit ist Kontrolle zu üben und Statistik zu führen. Die Zulassung der Führer unterliegt in den meisten Staaten besonderen behördlichen Vorschriften.

Von der Technik aber muß gefordert werden, daß sie mit allen Mitteln daran arbeite, den Flugzeugführer in jeder Weise zu entlasten. Sie muß bestrebt sein, sich von seinen Fähigkeiten und seinen menschlichen Schwächen, die mehr oder weniger dem Zufall unterworfen sind, unabhängig zu machen. Nur dadurch ist dieser Unbekannten in der Rechnung beizukommen und die Rentabilität in punkto Amortisation auf sichere Füße zu stellen. Die für den Konstrukteur in Frage stehenden Aufgaben beziehen sich u. a. auf die flugtechnischen Eigenschaften der Maschine, wie Erhöhung des Geschwindigkeitsbereiches, Stabilität usw., ferner auf die Schaffung und Verbesserung der Instrumente, wie Neigungsmesser, Navigationsgerät an Stelle von Bodenorientierung, künstlicher Horizont für Nacht- und Nebelflüge, Empfindlichkeit der Höhenmesser, Ausbau der Führerstände, Schutz gegen die Belästigungen der Witterung, Verbesserung der Fahrgestellte, Landungshilfen und schließlich physische Entlastung bei Dauerflügen durch Rudermaschinen. Riesenflugzeuge kommen der Lösung dieser Aufgaben entgegen. Die Bodenorganisation, auf die wir im 2. Teil zurückkommen, spielt für die Entlastung des Führers eine besondere Rolle. Mit fortschreitender Verbesserung der Luftverkehrsmittel werden die Anforderungen an die Führer und damit ihre Ausbildung in ein System gedrängt, welches bewirkt, daß die unsicheren psycho- und physiologischen Momente ausgeschaltet werden.

In einer Diskussion über »Die Kosten einer Luftreise« (Vortrag Professor Baumann) ist einmal das Paradoxon geprägt worden: »Fliegen heißt landen«. In diesen drei Worten liegt eine tiefe Wahrheit, und ich möchte fast sagen, sie beleuchten schlagartig das große Problem des Luftverkehrs.

Bei vorgesehenen Landungen lassen sich Brüche durch sorgfältige Auswahl und vernünftige Inanspruchnahme des Führerpersonals fast völlig vermeiden, gute Flugplätze stillschweigend vorausgesetzt. Eine deutsche Statistik gibt 2,9 vH Beschädigungen bei solchen an, für Starts im übrigen 1,2 vH, wobei zu berücksichtigen ist, daß es sich nicht um moderne Verkehrsflugzeuge handelt, sondern um umgebaute Kriegsflugzeuge. Vorgesehene Landungen von R-Flugzeugen sind der Trägheit dieser Flugzeuge wegen am sichersten.

Unvorhergesehene Landungen, d. h. Absturz oder Notlandungen, finden ihre Ursache in

2. Mängeln am Flugzeug, und zwar

a) des Triebwerks,
b) der Flugzeugzelle und
c) der Instrumentierung.

Von der Größe der Wahrscheinlichkeit unvorhergesehener Landungen hängt das Vertrauen des Publikums zum Luftverkehr ab und sie beeinflußt somit die Frequenz, bzw. die Einnahmen, wie früher schon einmal hervorgehoben. Ihre gleichgroße Bedeutung liegt in dem Einfluß auf die Selbstkosten.

Zu a) Mängel des Triebwerks, bei dem wir unterscheiden Motor, Kühler, Propeller, Tankanlage. Die Statistik gibt rd. 50 vH Notlandungen an, die auf Mängel des Triebwerks zurückzuführen sind. Die hauptsächlichsten Störungsursachen des Motors liegen in seinen Nebenapparaten, in seinem Öl-, Wasser- und Brennstoffsystem, vor allem in den hierzu gehörigen Leitungen, nicht aber im eigentlichen Prinzip. Immerhin wird der Übergang vom Viertakt- zum Zweitaktmotor Vereinfachungen hinsichtlich der Steuerung durch Fortfall der Ventile, des zwangsläufigen Einspritzverfahrens

an Stelle des Vergasers u. a. m. bringen, die erhöhte Betriebssicherheit erwarten lassen. Die Betriebssicherheit der Gesamtanlage ist heute noch wesentlich eine Frage der gewissenhaften Wartung durch technisch geschulte Monteure und richtige Handhabung seitens der Piloten, also wieder eine Personalfrage. Mehr durch den Zwang der Verhältnisse als durch Überlegung sind wir im Kriege zu einer Unterteilung des Triebwerks in mehrere voneinander unabhängige Aggregate übergegangen, was zur Folge hatte, daß unsere R-Flugzeuge — denn nur für diese kam die Unterteilung bei dem großen PS-Bedarf in Frage — eine größere Betriebssicherheit gegen Notlandungen zeigten. Außer von der Anzahl der Aggregate zeigt sich eine Abhängigkeit von der sog. Leistungsbelastung in kg/PS. Auf Grund von Wahrscheinlichkeitsrechnungen nach Rohrbach erscheint die Notlandungswahrscheinlichkeit bei viermotorigen Flugzeugen am geringsten, nach diesen bei zweimotorigen, soweit sie mit einem Motor noch flugfähig sind. Das dreimotorige Flugzeug scheidet aus Gründen der verminderten Ökonomie aus der Betrachtung aus.

Einen wesentlichen Punkt bei diesen vergleichenden Rechnungen bildet die Bedienungsmöglichkeit der Triebwerke während des Fluges. Sie bedingt die Mitnahme besonderen Personals, erhöht aber die Betriebssicherheit, wenn auch auf Kosten der Nutzlast, deren Verminderung im Hinblick auf die erheblichen Vorteile nicht ins Gewicht fällt, und zwar prozentual desto weniger, je größer die Zuladung ist. Der Motorenwart ist also auf solchen R-Flugzeugen ständig in der Lage, geringe Defekte zu beseitigen oder meist schon im Entstehen zu verhindern. Den Beweis für die grundlegende Bedeutung der unterteilten und gewarteten Kraftanlage erbrachte die Erfahrung und die Statistik über die Frontflüge mit R-Flugzeugen. Bei 21 von 88 vollkommen und befehlsmäßig durchgeführten Frontflügen blieb während des Fluges ein Motor stehen oder mußte abgestellt werden, ohne daß es gelang, ihn während des Fluges wieder in Gang zu bringen. Bei 5 von diesen 21 Flügen geschah das schon während des Hinfluges. Bei 6 weiteren Flügen konnten schwere Störungen der Motoranlagen, wie Kühler- oder Wasserrohr-Defekte, Benzinrohrbrüche, Ventil- und Zündungs-Defekte, die teils bereits zu einem Versagen von Motoren geführt hatten, teils früher oder später ein Versagen zur Folge gehabt hätten, während des Fluges so repariert werden, daß der betreffende Motor in Gang blieb. Die Wartung während des Fluges hatte im übrigen durchschnittlich eine verlängerte Laufzeit von ca. 90 vH im Gefolge.[1])

Eine Berücksichtigung vorstehender Gesichtspunkte finden wir in moderner Weise bei dem 1000 pferdigen Staakener Riesen-Eindecker, der bis zu einem gewissen Grade schon eine Verwertung Junkersscher Ideen erkennen läßt.

Die technischen Fortschritte seit Kriegsende, vor allem die ruhigere, gut kontrollierte Arbeit sorgfältig ausgewählten und geschulten Personals haben auch bei einmotorigen Flugzeugen eine wesentliche Erhöhung der Betriebssicherheit mit sich gebracht. Bequeme Kontrollierbarkeit aller vitalen Teile, richtige Fundamentierung der Aggregate, besonders im Hinblick auf Schwingungen, haben das ihre dazu beigetragen. Überholung der kompletten Aggregate und Austausch solcher ohne Trennung der Hauptbestandteile durch Lösen der Rohrverbindungen ist anzustreben. Spezialmotoren solider Bauart für Verkehrszwecke unter Umständen auf Kosten der Nutzlast bei weitestgehender Anpassung an den spez. Flugzeugtyp bringen die vor der mechanischen Wirtschaftlichkeit anzustrebende Betriebssicherheit. Es wäre falsch, auf solche Neukonstruktionen zu warten. Die Praxis kann nur die Vorbedingungen für den Bau von Spezialmotoren auch in finanzieller Hinsicht schaffen.

Wenn bei der Besprechung des Aktionsradius schon die Notwendigkeit verschiedener Flugzeugtypen oder Klassen erkennbar wurde, so läßt sich nach dem eben Gesagten zusammenfassend feststellen, daß die Aufwendungen für Instandhaltung und Erneuerung des Flugzeugparks in hohem Maße von der Anzahl der Motoren der einzelnen Typen, von ihren Leistungsbelastungen und von der durchschnittlichen Länge der Flugstrecke abhängen. Dementsprechend müssen die Versicherungsprämien entsprechend den verschiedenen Risiken den Typen angepaßt werden. Die fortschrittliche Entwicklung der Flugzeuge in der Richtung größerer Betriebssicherheit wird damit über die Verkehrsunternehmen als Besteller bei den Baufirmen gefördert werden. Gleichzeitig müßte »die Kasko-Versicherung für jeden Flug« eine weitere Verfeinerung in der Abstufung der Prämien nach sich ziehen. Die Bemessung der Abschreibungsquote nach der Dienstleistung, nicht nach dem Zeitraum, ist für Voranschläge darnach selbstverständlich. Hand in Hand werden damit die Versicherungsgesellschaften einwandfreiere Statistiken erhalten, die ihre gute Wirkung nicht verfehlen können.

Die Flugzeugzelle, soweit Flügel, Leitwerk und Rumpf in Betracht kommen, ist im Fluge so betriebssicher, daß sie aus der Betrachtung an dieser Stelle ausscheiden kann, zumal wir uns früher eingehend mit ihr beschäftigt haben. Ab und zu führen Unzulänglichkeiten des Fahrgestells bei Start und Landung zu Beschädigungen. Jedoch trifft dieser Vorwurf das moderne Verkehrsflugzeug nicht, bei dem das Fahrgestell durch günstige Bedingungen zur Aufnahme der Stoßarbeit, große Raddurchmesser und starke Pneumatikprofile mit geringer spezifischer Belastung verbessert und gekennzeichnet ist.

Bliebe noch die Instrumentierung. Wir unterscheiden:

1. Instrumente zur Kontrolle des Triebwerks,
2. Instrumente zur Kontrolle des Flugzeuges und des Fluges,
3. Navigationsinstrumente,
4. Verständigungsgerät.

Zu 1. Instrumente zur Kontrolle des Triebwerks haben im allgemeinen einen hohen Grad von Betriebssicherheit erlangt. Zu nennen sind Drehzähler, zur Kontrolle der Tourenzahl der Motoren, Instrumente zur Kontrolle der Temperaturen des Kühlwassers und des Motorwannenöls, Öldruckmanometer, Benzinuhren, Benzindurchflußkontroller, Zündungsschaltung. Sie geben in gewissen Grenzen ein Bild von dem Zustand in dem der Motor sich während des Laufes befindet.

Zu 2. Unter den Instrumenten zur Kontrolle des Flugzeuges und des Fluges ist zunächst der Höhenmesser zu nennen, und zwar zur direkten Ablesung der Flughöhe und in einer zweiten Ausführung in Verbindung mit einem Schreibwerk, welches graphisch den Verlauf des Fluges wiedergibt und nachträglich eine gewisse Kontrolle des Fluges erlaubt. Die Kontrolle der Schwebefähigkeit des Flugzeuges kann entweder durch Messung der Relativgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und Luft oder durch Messung des dem Flugzeug gegenüber herrschenden Winddrucks erfolgen. Beide Prinzipien finden Verwendung, um die Sicherheit des Flugzeuges zu gewährleisten, ohne allein auf das feine Gefühl des Flugzeugführers angewiesen zu sein, das eine Mal im Morelschen Anemotachometer, das andere Mal im Bruhnschen Düsenluftstrommesser. Auf die Wirkungsweise will ich hier nicht näher eingehen. Das Variometer zeigt dem Flugzeugführer an, ob das Flugzeug steigt oder fällt. Es gibt Flüssigkeits- und Membran-Variometer, die beide im Gebrauch sind und gut arbeiten.

Die Arbeit des Flugzeugführers zur Erhaltung der Stabilität beruht auf dem Gleichgewichtsgefühl mit Unterstützung des Auges, welches die Lage zum Horizont kontrolliert. Fehlt aber die Unterstützung des Auges oder wird sie beeinträchtigt, welche Fälle beim Fliegen im Nebel oder Wolken, sowie bei Nacht eintreten, so versagt das Gleichgewichtsgefühl. Wir müssen uns für solche Fälle einen künstlichen Horizont schaffen und besitzen ein derartiges Instrument in dem Drexlerschen Steueranzeiger. Dieser beruht in der Hauptsache auf der gyroskopischen Wirkung des Kreisels. Der Kreisel ist so eingebaut, daß er infolge Präzession zum Ausschlag gebracht wird, wenn das Flugzeug von der geraden Richtung abweicht. Das Instrument ist also zunächst kein eigentlicher Neigungsmesser, sondern ein Kurvenanzeiger. Der gleichzeitige Einbau aber eines gedämpften Pendels, welches der Zentrifugalkraft in der Kurve unterworfen

[1]) Nach Rohrbach.

ist, gestattet in Kombination mit der ersten Einrichtung eine gute Seitenlagekontrolle. Seine weitere Vervollkommnung liegt in der Kombination mit einem richtkräftigen Kompaß. Zur Kontrolle der Längsstabilität genügen im allgemeinen die oben bereits genannten Instrumente (Tourenzähler und Geschwindigkeitsmesser), jedoch ist der Drexlersche Steueranzeiger auch mit einer gedämpften kommunizierenden Röhre zum Zwecke der Längskontrolle ausgerüstet.

Zu 3. Zu alledem käme noch die Navigation, die bei Flugzeugen mit größerer Besatzung, z. B. R-Flugzeugen, durch den Wegführer oder Kommandanten besorgt wird. Bei kleinen Strecken begnügt man sich mit dem gewöhnlichen Kompaß am Führersitz, wozu bei unbekannten Strecken die Karte tritt, soweit es sich um vermessenes Gelände handelt. Der Nachteil der Beeinflussung des magnetischen Kompasses durch einseitige oder veränderliche Eisenmassen oder elektrische Ströme ist durch den Selen-Kompaß mit Erfolg behoben. Er kann an den Stellen im Flugzeug untergebracht werden, wo die oben genannten Störungen nicht eintreten. Die Kurseinstellung geschieht mittels biegsamer Welle vom Führer- oder Kommandantensitz aus und ein mit ihm verbundener elektrischer Richtungsweiser zeigt jede Abweichung vom Kurs an.

Die astronomische Ortsbestimmung, die mehr oder weniger nur für große Strecken resp. große Flugzeuge und Nachtflüge in Frage kommt, ist mehrfach Gegenstand eingehender Versuche gewesen. Für die grobe Ortsbestimmung kommt heute nur mehr die funkentelegraphische (oder drahtlostelephonische) Peilung in Frage, mit welcher im Kriege bei guter Organisation der Erdstationen glänzende Erfolge erzielt wurden. Ihre Anwendung unterliegt des Gewichtes wegen den oben genannten Bedingungen, ist aber besonders auch für einen betriebssicheren Überseeverkehr unbedingt Voraussetzung.

Zu 4. Der Vollständigkeit halber noch das Verständigungsgerät, welches hauptsächlich für R-Flugzeuge in Frage kommt, zum Verkehr zwischen Kommandant und Führer resp. Maschinisten. Es wird vielleicht nur historischen Wert behalten, da der Verkehr der Besatzung eines Flugzeuges in Zukunft dank seiner dicken Tragdecks — ich erinnere an den eingehend behandelten Idealfall — auch zu den außenliegenden, im Tragdeck untergebrachten Triebwerken gewährleistet erscheint. Gut bewährt hat sich hier der Maschinentelegraph, der in der letzten Ausführung vermittelst aufleuchtender Schildchen 20 Befehle und bei gewisser Kombination auch mehr zu übermitteln in der Lage ist. Er arbeitet rasch, ist aber doch an die starre Form gebunden. Für die Übermittlung außergewöhnlicher Meldungen fand er daher eine brauchbare Ergänzung in der Rohrpostanlage, deren allgemeine Arbeitsweise als bekannt vorausgesetzt werden darf.

Schließlich dürfen wir nicht die Beleuchtungsanlage übergehen, die einen wesentlichen Bestandteil in der Ausrüstung der Flugzeuge für Nachtflüge bilden wird und bei R-Flugzeugen bereits in ausgedehntem Maße zur Verwendung kam. Sie dient zur Beleuchtung an Bord und zur Beleuchtung des Geländes bei Nachtlandungen. Ihre Ausführung bietet nichts Neues.

Die zuverlässige Borduhr bleibt eine Selbstverständlichkeit.

Die Zulassung der Flugzeuge zum Luftverkehr ist in Deutschland behördlich geregelt (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen). Die Abnahme und Prüfung besorgt die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof. Periodische Prüfungen im Dienst befindlicher Flugzeuge ist notwendig. Dieselben sind sichtbar durch Aufschrift am Flugzeug zu vermerken (letzte Prüfung am ...). Sie sollten prinzipiell nach jeder größeren Reparatur erfolgen.

Wenn wiederholt auf die bereits öfter herangezogene Statistik der D.L.R. zurückgegriffen werden darf, die 50 vH aller Notlandungen auf Triebwerksdefekte zurückführt, so ergibt sich zwanglos die Betrachtung unseres nächsten Kapitels, wenn wir daneben 35 vH aller Notlandungen infolge von Wettereinflüssen feststellen müssen, welches Hindernis zu bekämpfen wir uns demnach zur Aufgabe machen. Halten wir gegen die genannten Zahlen die Statistik der Strecke London—Paris, die 29 vH Notlandungen wegen Motordefektes und 71 vH wegen schlechten Wetters angibt, so erkennen wir daraus deutlich, wie stark die Wettereinflüsse an die lokalen Verhältnisse gebunden sind, welche je nach ihrer Ausdehnung durchflogen werden müssen oder während des Fluges ständig zur Geltung kommen. Dabei darf weiter berücksichtigt werden, daß die fremdländischen Motoren an sich mehr zu Störungen neigen als die deutschen — welche jenen vielfach zum Vorbild dienten —, sofern nicht minderwertige Betriebsstoffe und Materialknappheit diesen Unterschied zeitweise zu unserm Nachteil ausglichen. Man sieht also hier deutlich den Einfluß der besonders im Winter ungünstigen Verhältnisse über England. Es sind aber auch nicht allein Notlandungen die Folgen des Wetters, sondern auch der Ausfall planmäßiger Flüge auf ungünstige Wettermeldungen hin aus der zu überfliegenden Gegend oder wegen schlechten Wetters am Startplatz.

Der Begriff »schlechtes Wetter« ist allerdings dehnbar. Als unbedingtes Hindernis hat Bodennebel und sehr heftiger Schneefall zu gelten. Wind dagegen spielt nicht die Rolle, wie gemeinhin angenommen wird. Seine Wirkung hängt von der Lufttemperatur und Terrainbeschaffenheit ab. Bestimmt umrissene Grenzen können nicht gezogen werden. Das fachmännische Urteil des Stationsleiters hat den Ausschlag zu geben, ob der Flug stattfindet. Ein zuverlässig arbeitender Wetterdienst muß ihn dabei unterstützen. dessen Meldungen funkentelegraphisch an alle Stationen geht.

Nordamerika besitzt heute bereits 193 mit Material und Personal gut ausgerüstete Wetterstationen, die ihre Nachrichten an Luftfahrer an Hand endgültiger Bestimmungen weitergeben. Sie erfolgen auf Anfrage, wobei der beabsichtigte Kurs des Fluges mitgeteilt werden muß, um ein klares Bild über Nebel, Wind, Sichtverhältnisse usw. der Strecke zu bekommen. Die Kosten tragen die Interessenten, worunter auch die Versicherungsgesellschaften rechnen dürften. In Deutschland ist eine solche Organisation in der Bildung begriffen, aus begreiflichen Gründen jedoch stark gehemmt.

Die Mittel zur Bekämpfung der Wettereinflüsse sind des Zusammenhangs wegen in vorangegangenen Kapiteln vorweg genommen worden. Man könnte sich bei ihrer Aufzählung deshalb nur wiederholen, wenn es sich dabei auch nicht allein um die Folgen, sondern mehr um die Hindernisse des Wetters handelte.

Um den Rest der Ursachen für Brüche zu erschöpfen, gehen wir über

Zu 4: Start- und Landungsverhältnisse. Flugplätze I. Klasse als Ausgangs- und Endstation müssen mindestens 300 × 400 m Flächeninhalt haben. Ihre Bodenbeschaffenheit, Umgebung, ihre Anlagen wie Hallen, Werften, Betriebsstofflagerung usw. unterliegen besonderen Bedingungen und Vorschriften bezüglich Sicherheit des Flugdienstes und ihre Abnahme ist behördlich zu regeln. Flugplätze II. Klasse als Zwischenlandeplätze und schließlich Notlandeplätze stellen nicht die Anforderungen an den Umfang der Anlagen wie die erste Kategorie. Notlandeplätze sollten innerhalb eines Verkehrsnetzes möglichst zahlreich und lediglich passiver Natur sein (s. 2. Teil). Wenn auch freies Landerecht außerhalb dieser Plätze bestehen muß, so ist im Interesse der Sicherheit und Billigkeit der Luftreise — hierher gehören auch die Kosten für Flurschäden oder Versicherung gegen Schadenersatz — von diesem Recht möglichst wenig Gebrauch zu machen.

Wasserflugzeuge finden an jedem Punkt ihrer Reise Landungsmöglichkeit, solange sie über ihrer Basis, d. h. Flußlauf oder See usw. bleiben oder deren Grenzen nicht weiter verlassen, als dem ca. Fünf- bis höchstens Zehnfachen ihrer Flughöhe entspricht. Sie stellen im übrigen nicht die Anforderungen an Bodenorganisation und deren Kosten wie Landflugzeuge und behalten trotzdem bessere Chancen für die Sicherheit des Betriebes. (Schluß folgt.)

Berichtigung.

In Heft 18, Seite 280, linke Spalte, 5. Zeile von oben soll es heißen:

Weltensegler landete u. a. nach 1 min etwa 5 m über der Startstelle. Die Schriftleitung.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Weltluftverkehr.

Ergebnisse der Luftverkehrslinie Stockholm—Reval für Juli 1921.

Datum	Flugzeug	Start Stockholm	Landung Reval	Start Reval	Landung Stockholm	Flugzeit h	Flugzeit min	Passagiere	Fracht kg	Post kg
11. Juli	Junkers	2,10	4,45	—	—	2	35	2	15	—
15. Juli	Junkers	—	—	10,30	1,45	3	15	2	15	—
19. Juli	Junkers	10,35	1,15	—	—	2	40	1	40	15,0
	Junkers	—	—	5,00	7,35	2	35	1	—	—
	Savoia	10,30	1,15	—	—	2	45	2	—	—
20. Juli	Savoia	—	—	12,10	2,40	2	30	1	—	—
22. Juli	Junkers	10,35	1,35	—	—	3	00	—	40	70,3
	Junkers	—	—	3,25	6,10	2	45	—	—	—
26. Juli	Junkers	10,30	12,40	—	—	2	10	—	25	20,6
	Junkers	—	—	2,25	5,55	3	30	—	—	—
29. Juli	Junkers	10,30	1,20	—	—	2	50	—	—	21,2
	Junkers	—	—	3,00	5,40	2	40	—	1	—

(Svensk Motortidning, Stockholm, 15. 8. 21.) **21/37. 11.**

Deutschland.

Technisches Vorlesungswesen zu Hamburg. Die Kurse des Winterhalbjahres 1921/22 beginnen vom 28. September an und umfassen Vorlesungen und Übungen über Mathematik, Physik, Chemie, Mechanik, Technologie, Maschinen- und Schiffsmaschinenbau, Schiff- und Flugzeugbau, Elektrotechnik, Bauwesen, Wirtschaftswesen und Sprachen usw. Außer den laufenden Kursen sind eine größere Anzahl von Vortragsreihen vorgesehen über wichtige Tagesfragen aus den Gebieten des Schiffbaues, des Flugwesens, der Wärme- und Wasserwirtschaft, der autogenen Metallbearbeitung, der Rohstoff- und Energiequellen. Zu diesen Vortragsreihen werden Einzelprogramme rechtzeitig vor Beginn derselben herausgegeben. Das Verzeichnis der gesamten Vorlesungen zum Preise von M. 1 ist in den Buchhandlungen sowie in der Kanzlei des Technischen Vorlesungswesens, Lübeckerthor 24, Zimmer 21, Fernruf 3330—32, zu erhalten, wo auch die Anmeldungen entgegengenommen und Auskünfte erteilt werden, und zwar werktäglich von 9—3 und mit Ausnahme des Sonnabends auch von 6—8 Uhr abends.

Fahrplanänderung der Luftpost Stuttgart—Konstanz. Vom 15. September ab verkehrt die Luftpost Stuttgart—Konstanz wie folgt:

Täglich

10^{50} ↓ ab Stuttgart an ↑ 1^{35}
12^{5} ↓ an Konstanz ab ↑ 12^{20}

21/37. 3.

Die Luftpost Bremen-Wangeroog wird am 30. Sept. 21 eingestellt. **21/37. 7.**

Die Luftpost Hamburg - Westerland schließt am 15. 9. 21 den zweimal täglichen Verkehr ab. Von diesem Tage fällt der Flug 3^{30} ab Hamburg und 12^{00} ab Westerland aus. Am 16. 9. findet noch ein Flug um 12^{00} von Westerland nach Hamburg statt. Am 30. 9. wird der regelmäßige Verkehr eingestellt. Ein Postflug von Westerland nach Hamburg wird noch am 1. Oktober ausgeführt. **21/37. 8.**

Die Flugpost Kiel-Travemünde-Warnemünde-Saßnitz-Swinemünde wird am 21. 9. eingestellt. Letzte Flüge von den Endpunkten nach Warnemünde am 22. und 23. 9. **21/37. 9.**

Flugplanänderung München—Konstanz. Die Flugpost München—Konstanz verkehrt nach folgendem Flugplan:

10^{00} ↓ ab München an ↑ 2^{30}
11^{50} ↓ an Konstanz ab ↑ 12^{30}

21/38. 1.

England.

Das Modell eines Ganzmetallluftschiffes ist von einem Erfinder Bourk hergestellt worden. Gerüst und Umhüllung bestehen aus dünnen Metallplatten, die drei fischartige Rümpfe von verschiedenem Durchmesser bilden. An dem Rumpf sind Querschotten angeschweißt, die ebenso wie die Längsgangkonstruktion die Festigkeit erhöhen sollen. (? D. Ber.) (Times, 31. 8. 21.) **21/37. 17.**

Frankreich.

Metallflugzeuge für Frankreich werden in den Petit Creusot-Werkstätten gebaut. Es handelt sich um drei neue Doppeldecker Henri Paul B 4, deren Gerüst aus Metall (Stahl und Duralumin) besteht und die als Militärflugzeuge für Nachtunternehmen Verwendung finden sollen. Die Flugzeuge sind mit zwei beweglichen Maschinengewehren ausgerüstet. Sie haben bei einer Flugdauer von 5 Stunden einen Aktionsradius von 500 Meilen. (Times, 2. 9. 21.) **21/37. 19.**

Amerika.

Flugbetriebskosten des Luftpostdienstes der Vereinigten Staaten von Nordamerika für April bis Juni 1921.

Bezeichnung		April	Mai	Juni	Gesamt bzw. Durchschnitt
Gesamtlänge der Linien . .	km	5 162	5 162	5 162	5 162
Insgesamt geflogene Strecke	km	301 000	292 000	298 000	891 000
Gesamt-Flugzeit.	h min	2 175 04	2 041 29	2 148 27	6 367 00
Mittlere Geschwindigkeit . .	km/h	138,0	143,0	139,0	140,0
Gesamt-Benzinverbrauch . .	l	253 000	243 800	218 600	715 400
Mittlerer Benzinverbrauch .	l/h	116,2	119,2	102,0	112,5
» » .	l/km	0,84	0,834	0,735	0,805
Gesamt-Betriebskosten . . .	Doll.	147 890,64	125 754,74	127 479,83	401 125,21
» » . . .	» /h	68,0	61,6	59,4	63,0
Reine Flugkosten	» /km	0,154	0,152	0,144	0,140
Unterhaltungskosten	» »	0,223	0,160	0,195	0,193
Verwaltungskosten	» »	0,115	0,118	0,085	0,106
Gesamtkosten	Doll./km	0,492	0,430	0,424	0,449
Verlust durch Bruch . . .	Doll.	16 000	20 500	8 000	44 500
Endgültige Kosten	Doll.	163 890,64	146 254,74	135 479,83	445 625,21

(Aerial Age, 20. 6. u. 22. 8. 21.) **21/38. 15.**

II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer“, die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten“ des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Fallschirme. Zur Zukunft des Fallschirmes. — Hans Strobl, Der Luftweg, Bd. 5, Nr. 35/36, 8. September 1921, S. 258 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/38. 17.**

Flugzeugberechnung. Die Innenverspannung von Flugzeugflügeln verhält sich nach Versuchen mit einem einseitig befestigten, in einem Knoten in seiner Ebene belasteten Rahmen, dessen beide Diagonalen gleich stark vorgespannt waren, gerade so, wie es die Berechnung ergibt. Bei wachsender Last nimmt die Zugkraft in der einen Diagonale nahezu geradlinig ab, in der anderen ebenso zu, bis zum Doppelten des Anfangswertes, wenn die erste zu null wird. Falls dies bei der höchsten Betriebsknotenlast eintritt, ist die Vorspannung zweckmäßig.

In mehrfeldrigen Fachwerken nehmen die Kräfte nach dem eingespannten Ende hin zu. Infolge der hohen Beanspruchung treten bleibende Dehnungen auf, zumal auch die Beschläge sich setzen. Staffelung verwickelt die Berechnungsaufgabe.

Für praktische Zwecke genügt es, die Vorspannung auf 20 kg abgerundet anzugeben. Der Spannungsmesser wäre leicht zu bauen. — A. H. Stuart, Engineering, Bd. 112, Nr. 2904, 26 August 1921, S. 301/302 (4 Sp., 4 Skizz., 1 Schaub., 2 Zahlentaf.). E. **21/37. 32.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue De Havilland 29-Verkehrseindecker besitzt einen nach außen verjüngten, freitragenden und auf dem Rumpf gelagerten Flügel. Querruder nach außen an Tiefe abnehmend, Seitenruder leicht entlastet. Vierkantiger Rumpf ähnlich dem DH 18 mit vollständig eingebautem Abteil für 10 Reisende und unmittelbar hinter dem Motor angeordnetem Führerraum. Rumpf anscheinend Sperrholzboot. Steuerleitungen außen am Rumpf geführt. Einsteigtür auf der linken Rumpfseite. Normales, etwas hochbeiniges De Havilland-Fahrgestell mit nachgebildeter Avro-Federung in den hinteren Fahrgestellstreben und Kreuzverspannung in der vorderen Strebenebene. 450-PS-Napier-»Lion«-Motor. Erbauer Geoffrey de Havilland und Walker. — The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 11, 14. Sept. 1921, S. 231 (3 Lichtb., o. nähere Angab.). W. **21/38. 19.**

Flugzeugbeschreibung. Der De Monge-Renneindecker, ursprünglich als Doppeldecker gebaut, jetzt als Hochdecker mit auf dem Rumpf liegendem, halbfreitragendem Flügel geflogen. Flügellagerung auf Rückenschneide des Rumpfes (wie beim deutschen Rol. D II-»Haifisch«. D. Ber.). Rumpfdurchmesser hinter dem Flügel stark abnehmend. Fahrgestell mit beiderseits einer aus dem Rumpf herauswachsenden Strebe und Kreuzverspannung. Grundriß jeder Flügelhälfte trapezförmig. Querruder nach außen an Tiefe zunehmend. Kein Ruder entlastet. Luftschraube mit Nabenhaube. La Tombe-Druckluftanlasser.

Spannweite im Unterflügel	5,0 m
Flügeltiefe im Unterflügel	1,0 m
Flügelfläche als Eindecker	15,2 m²
Flügelfläche als Doppeldecker	20,0 m²
Fluggewicht	0,95 t
Flächenbelastung als Eindecker	64,4 kg/m²
Leistungsbelastung (360 PS)	3,16 kg/PS
Erzielte Geschwindigkeit als Eindecker	320 km/h

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 5, 3. Aug. 1921, S. 106 (½ Sp., o. Abb.); Flugpost, Bd. 13, Nr. 19, 14. Sept. 1921, S. 428/429 (1½ S., 1 Lichtb., 3 Übersichtsskizz. o. Maßangabe). W. **21/38. 20.**

Lichtbildwesen. Luftbildskizzen. Zusammenstellung von Reihenbildsenkrechtaufnahmen zu einem kartenähnlichen Gebilde ergibt Luftbildskizzen. Zusammensetzen bot zunächst infolge der unvermeidlichen Randverzerrungen große Schwierigkeiten, später bei dem mit Film arbeitenden Meßterschen Reihenbildner von langer, schmaler Bildgröße (6 × 24 cm) wegen fehlender Verzerrungen erheblich vereinfacht. Die störenden Streifen beim Zusammensetzen der Reihenbildaufnahmen lassen sich nach neueren Verfahren vollständig beseitigen. Reihenbild auch im Luftbildwesen der Friedenszeit von erheblicher Bedeutung. — Krahmer, Der Luftweg, Bd. 5, Nr. 27/28, 14. Juli 1921, S. 209/212 (5 Sp., 3 Abb.). W. **21/38. 22.**

Lichtbildwesen. Die Schweizer Cantoni-Luftbildkammer besitzt bei großer Brennlänge durch Einschalten von Spiegeln sehr handliche Abmessungen.

Linse (Suter-Doppelanastigmat F:6)

Brennweite	50 cm
Schlitzverschluß regelbar zwischen	$^1/_{10}$ und $^1/_{2000}$ s
Bildgröße	13 × 18 cm

Plattenmagazin für zwölf Platten

— E. M., La Suisse Aérienne, Schweiz. Luftfahrt, Bd. 3, Nr. 13, 28. Aug. 1921, S. 193 (½ Sp., 1 Lichtb. der Kammer). W. **21/38. 23.**

Meßgeräte. Neigungs- und Kurvenmessung bei Flugzeugen. Die gebräuchlichen Neigungsmesser zeigen nur die Resultierende zwischen Schwere und Fliehkraft, die sich nicht voneinder trennen lassen (vgl. Der Motorwagen 1919, Nr. 28, S. 531/533, berichtet in ZFM, Bd. 10, Nr. 19, 15. Okt. 1919). Das läßt sich auch in jedem Einzelfalle erweisen: allseitig drehbare Magnetnadeln benötigen ein weiteres Bestimmungsstück; Vereinigungen von Pendel und Beschleunigungsmesser setzen wagrechte Kurven voraus; bei Springbrunnen verschiebt sich die Auffangefläche der Beschleunigung entsprechend; Kugeln mit drei Öffnungen messen nur die Richtung des relativen Luftstromes; Sperrvorrichtungen an Pendeln wirken auch beim Neigen des Geräts.

Kräftefreie Kreisel leiden unter Lagerreibung oder ungenauer Auswuchtung. Kreiselpendel beschreiben langsame Spiralen um die scheinbare Lotrichtung, ebenso Stehkreisel. Man muß die Neigungsmessung also durch Kurvenmessung ersetzen. — E. Everling, Der Motorwagen, Bd. 24, Nr. 24, 31. Aug. 1921, S. 491/493 (4½ Sp., o. Abb.). E. **21/38. 26.**

Motorbeschreibung. Die Leistung des 400-PS-Liberty. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Nr. 18, 31. August 1921, S. 366/368 (5 Sp., 3 Abb., zeichnerische Darstellung der Zahlentafeln aus 21/34. 37). Hn. **21/38. 27.**

Motorkühlung. Luftkühlung von Flugmotoren. Übersetzung eines Vortrages von Gibson ins Deutsche. — Illustrierte Flug-Woche, Bd. 3, Heft 17, 17. August 1921, S. 351/355 (9 Sp., 7 Abb.). Hn. **21/38. 28.**

Motorteile. Temperaturmessungen an Aluminiumkolben. — F. Jardine und F. Jehle, Illustrierte Flug-Woche (Kleinmotorfahrzeug), Bd. 3, Nr. 18, 31. August 1921, S. 380 (2 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/38. 30.**

Strömungslehre. Normung und Aerodynamik. Aerodynamik ist eine junge Wissenschaft und kann daher leicht genormt werden. Dies ist notwendig, wenn weitere Fortschritte erzielt werden sollen, kann aber nur durch eine Versammlung aller beteiligten Versuchsanstalten, auf der die früheren Feindseligkeiten vergessen werden, geschehen. Wenn man die Ergebnisse verschiedener Versuchsanstalten vergleicht, findet man häufig große Unterschiede.

Beispiele: Die englische Physikalische Reichsanstalt erzielt bessere Polaren als Eiffel. Daraufhin untersucht Eiffel die Profile R. A. F. 14, 15 und 16. Modellgröße 900 × 150 mm, Windgeschwindigkeit 12,2 und 25 m/s. Englisches Modell 457 × 76 mm groß, gleiche Windgeschwindigkeit. Die Franzosen finden schlechtere Polaren. Die französische technische Militärflugabteilung sendet die beiden Ergebnisse während des Krieges an die französischen Flugzeugfabrikanten. Folge: diese halten die englischen Profile für besser.

Die Göttinger Versuchsanstalt findet beim Vergleich mit französischen Messungen, daß sie höhere Beiwerte erzielt hat, und erklärt es damit, daß der deutsche Windkanal weniger Wirbel hat. Viele Versuchsanstalten messen an zu kleinen Modellen bei zu niedrigen Windgeschwindigkeiten.

Die Beiwerte sollten ebenfalls vereinheitlicht werden. Deutschland und England benutzen dimensionslose, Frankreich, Italien und Amerika benannte Einheiten. Die zeichnerische Darstellung der Profiluntersuchungen ist überall verschieden. Die Engländer haben vier Kurven: Auftriebs- und Widerstandsbeiwert, sowie Gleitzahl abhängig vom Anstellwinkel sowie letztere noch einmal abhängig vom Auftriebsbeiwert. Eiffel gibt nur eine Polare. Die italienische Versuchsanstalt zu Rom stellt eine Luftschraubenuntersuchung mit 15 Schaulinien dar, Durand seine Luftschraubenmessungen in fünf Schaulinien. Das alles könnte ein Kongreß regeln.

»Unglücklicherweise besteht in bestimmten Ländern Europas Neigung, die ausgezeichneten (wonderful«) Fortschritte in der Aerodynamik, die die Deutschen während des Krieges erzielt haben, zu schmähen und zu übersehen. Aus diesem Grunde ist es nicht wahrscheinlich, daß, wenn die Bewegung in Europa ihren Ursprung nimmt, Deutschland zu einem derartigen Kongreß miteingeladen wird. Warum ergreift unsere Heimat (Amerika) nicht die Initiative?« — W. Knight, Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 15, 20. Juni 1921, S. 343 (3 Sp., o. Abb.). Hn. **21/38. 32.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

20. Heft | 31. Oktober 1921 | 12. Jahrgang

Technik und Ökonomik im Luftverkehr mit Flugzeugen.

Von E. Offermann.

(Schluß von Seite 298.)

2. Teil.

Organisationsfragen des Luftverkehrs.

Die Tatsache, daß in der Landung das Problem des rentablen Luftverkehrs liegt, trifft sinngemäß auch auf den Teil der Bodenorganisation zu, den wir Streckensicherung nennen. Die Benennung läßt die Aufgabe erkennen:

»Störungsfreie Durchführung planmäßiger Luftlinien und ihre Kenntlichmachung durch Maßnahmen auf der Erde.«

Zum Verständnis ihrer Funktion sei unterschieden:

1. passiver Streckendienst, der die fest verzinslichen Anlagen und die Geräte umfaßt und deren Zinsen oder Mieten den Streckenkosten zuzuschlagen sind. Darunter gehören Flugplätze, Hallen, sonstige Stationgebäude für Bureaus usw., Werften, F.T.- und Telephonanlagen, Erdorientierungssysteme, wie z. B. das Frankenbergsche, Leuchttürme, Landelichtanlagen, Mobilien und schließlich Geräte für Witterungsdienst, Werkzeuge u. a.,
2. aktiver Streckendienst, der in der Bedienung (Gerätedienst) dieses unter 1. genannten umfangreichen Apparates liegt und die Streckenkosten durch die dafür aufzuwendenden laufenden Kosten für Gehälter, Löhne, Kraft, Heizung, Beleuchtung usw. belastet,
3. latenter Streckendienst, der nur in besonderen Fällen in Aktion tritt. (Reparaturflugzeuge zur Hilfe bei Notlandungen außerhalb der Streckenplätze, Ambulanzflugzeuge und Ähnliches.)

Eine besondere Rolle in der Bodenorganisation spielt der sog. Zubringerdienst. Er regelt den Transport von Passagieren, Post und Gütern zwischen Stadtzentrum einerseits und Ausgangs- und Endflugstation anderseits. Er stellt eine nach Lage der Dinge nicht zu umgehende unerwünschte Vermehrung der Streckenkosten oder Erhöhung der Tarife dar, die normalerweise mit der Entfernung der Flugplätze vom Stadtzentrum wachsen. Besonders wichtig wird aber die Größe dieser Entfernungen bzw. die Zeit, die zu ihrer Zurücklegung mit dem Auto oder der Eisenbahn notwendig ist, in ihrem prozentualen Anteil an der Gesamtreisedauer. Dieser Anteil bildet einen Faktor, der bei der Beurteilung der jeweiligen Verhältnisse unbedingt Berücksichtigung verlangt, indem er die Vorteile des Luftverkehrs, vor allen Dingen den Zeitgewinn, illusorisch machen kann. Die weite Entfernung der Flugplätze und der dadurch mangelnde Kontakt des Publikums mit dem Flugbetrieb wirkt auf die Frequenz auch keineswegs förderlich. Alles in allem ist die Auswahl der Plätze in hohem Maße auch nach diesen Gesichtspunkten zu treffen.

Im allgemeinen liegen die Verhältnisse des Zubringerdienstes beim Wasserflugzeugbetrieb besser. Betrachten wir z. B. die Strecke Buenos Aires—Montevideo. Stationierung der Flugzeuge im Hafen Retiro, d. h. in engster Fühlung mit dem Geschäftszentrum. Eben dasselbe in Montevideo. Die Strecke verspricht gerade aus diesen Gründen eine gute Frequenz. Beim Betrieb mit Landflugzeugen würden wir effektiv eine 100 proz. größere Reisedauer haben als beim Betrieb mit Wasserflugzeugen.

Der Zubringerdienst mit Flugzeugen ist da denkbar, wo eine Gruppe von Städten mit Plätzen II. Klasse Anschluß an einen Platz I. Klasse einer Hauptstrecke sucht, welcher nach Möglichkeit in gleichem Abstand von den einzelnen Städten oder deren Plätzen liegen soll. So entwickelt sich mit seiner Verästelung das typische Bild des Lokal- und Transitverkehrs.

Nach der Bodenorganisation mit ihren verschiedenen Dienstzweigen könnten wir schließlich den Flugdienst oder Luftdienst in derselben Weise gliedern in

1. passiven Flugdienst (Flugzeugpark und dessen Abschreibungsquote, Reparaturen usw.),
2. aktiven Flugdienst (Betriebsstoffverbrauch, Gehälter des fliegenden Personals usw.),
3. latenten Flugdienst (Reserveflugzeuge, Ersatzteillager usw.).

Wir könnten somit ein fest umrissenes Bild von den Streckenkosten haben, wenn uns der quotengemäße Anteil der Zentralverwaltung bekannt wäre, mit ihrer Verkehrs-, juristischen, statistischen, technischen, kaufmännischen und Propaganda-Abteilung. Die Quote wird um so größer sein, je kleiner das Gesamtnetz des Unternehmens, je geringer die Frequenz, je geringer also der Umsatz an Transportleistung ist. Auf der einzelnen Strecke aber werden die Kosten der Streckensicherung und des Flugdienstes z. B. auf den Personen/km um so mehr in Erscheinung treten, je kürzer die Strecke ist und je weniger sie benutzt wird. Es folgt daraus, daß der »Rahmen eines Luftverkehrsunternehmens« so gesteckt sein muß, daß ein Maximum in der Ausnutzung von Streckensicherung und Zentralverwaltung eintritt und die Anteilsquote dieser auf die Streckenkosten so klein wie möglich wird. Es erfordert das die Anlage und den Ausbau des Luftverkehrsnetzes »nach sinnvollem Gesamtplan« mit Rücksicht auf Länge der Strecken, Anschlußmöglichkeit und Zusammenballung des Verkehrs auf aussichtsreichen Knotenpunkten.

Man kann nicht dem Unternehmer die Initiative hierin allein überlassen, sondern die zu errichtenden Linien müssen nach dem wohldurchdachten und vorausschauenden Plan einer kompetenten Stelle (Staat ev. im Verein mit Kriegsministerium) ausgewählt werden, die im innigsten Kontakt mit dem an dem Ausbau des Netzes interessierten Stellen arbeitet, wie z. B. Kommunen, Postbehörden, Handelskammern und vor allem auch der Leitung bestehender Verkehrsmittel. (Der Luftverkehr in Europa läßt diese Einheitlichkeit vermissen. In Deutschland, welches 34 vH des gesamten europäischen Luftverkehrs betreibt, teilen sich in das Netz 7 verschiedene Gesellschaften, bei denen heute immerhin ein gewisses Zusammenarbeiten festzustellen ist. Im Europa-Nordwestflug finden wir außerdem die ersten Anfänge internationaler Verständigung auf diesem Gebiet, eine Verständigung, die eine Lebensfrage für den Luftverkehr bedeutet.) Es besteht aber dadurch die Möglichkeit der teilweisen Übernahme von Anlagen und gewisser Arbeiten seitens dieser Stellen, was eine Verringerung des Kapitalbedarfs und eine Entlastung des eigenen Apparates bedeuten würde, z. B. Ausbau der Flughäfen, F.T.-Dienst, Wetterdienst, Zubringerdienst, Statistik, Propaganda usw.

Im Hinblick auf den Beruf des Flugzeuges als Zusatz-Verkehrsmittel sei auf den erfolgreichen Staffettendienst hingewiesen, der auf der Strecke New York—San Francisko eingerichtet wurde. Am Tage wird die Post durch Flugzeuge, in der Nacht durch die Eisenbahn befördert. Es ergibt sich eine Verkürzung der Reisedauer von 4½ auf 3 Tage. Neuerdings ist auch Nachtflugbetrieb eingerichtet, wodurch die Gesamtbeförderungsdauer auf ca. 35 h herabgesetzt wird.

Die Flugpläne bilden die Grundlage für den Betrieb des Luftverkehrs, da nach ihnen die Bewegung der Flugzeuge sich regelt, wobei die »virtuellen Längen« der Strecken nach Höhe und Breite zu gelten haben. Zuschläge für Landung, Aufenthalt, Abfahrt und Windverhältnisse sind zu berücksichtigen. Bei der Aufstellung der Flugpläne sind sowohl die Bedürfnisse des durchgehenden (Transit-) Verkehrs wie die des örtlichen (Lokal-) Verkehrs in Rücksicht zu ziehen.

Durch Fahrplankonferenzen ist die internationale Schaffung von großen, einheitlichen Verkehrslinien durch gemeinsame, ineinandergreifende Flugplaneinrichtungen anzustreben. Dabei gleichzeitig Regelung der Wartung der Flugzeuge usw., d. h. gemeinsamer Angelegenheiten.

3. Teil.
Aussichten des Luftverkehrs in Argentinien.

Eine überschlägliche Betrachtung läßt erkennen, daß Argentinien im besonderen den Voraussetzungen und Bedingungen für die erfolgreiche Ein- und Durchführung des Luftverkehrs in hohem Maße entspricht, soweit sein Kulturstand, die Bodengestaltung und die klimatischen Verhältnisse in Frage kommen.

Die Hauptstadt Buenos Aires konzentriert in sich ein Fünftel der ca. 8 Mill. Einwohner Argentiniens, dessen Areal etwa 3 Mill. km² beträgt. Die weiten Entfernungen der Industriezentren, wie Mendoza, Tucuman usw. von Buenos Aires einerseits und die Abhängigkeit unerschlossener Gebiete von dem Verkehrsnetz des Landes anderseits fordern im Hinblick auf die Unzulänglichkeit des Eisenbahnnetzes (nur ca. 35000 km) gebieterisch die Einführung eines Luftverkehrs. Da zurzeit die dringend nötige Vergrößerung des Eisenbahnnetzes nicht zu erwarten ist, diese Vergrößerung aber, wenn sie einsetzt, immer hinter dem Bedarf zurückbleibt und mit der erwünschten Erschließung des Landes nicht Schritt hält, kann diesem Mangel nur ein Verkehrsmittel abhelfen, das in kürzester Zeit seine volle Wirkung auszuüben in der Lage ist. Das ist das Flugzeug.

Die klimatischen Verhältnisse Argentiniens sind mit Ausnahme des südlich der Pampa-Central gelegenen Teiles die denkbar günstigsten: der meist klare Himmel und das Fehlen jeglicher Nebelbildung lassen Argentinien als Idealland für einen Luftverkehr erscheinen. Nach einem 12 jährigen Durchschnitt kann mit 50 bis 55 Regentagen im Jahre gerechnet werden, wenn diese Tage als für den Flugbetrieb unbedingt hinderlich anzusehen sind. Die zuverlässige Wetterprognose erleichtert die Dispositionen im allgemeinen. Es trifft dies auch zu bei dem sog. »pampero«, einem heftigen, aber selten auftretenden Sturm, dessen Eintreffen mit Sicherheit vorherzusagen ist und dessen Dauer gewöhnlich einen Tag nicht überschreitet.

Die ungeheure Ausdehnung des argentinischen Gebietes, das 2° nördlich vom Wendekreis des Steinbocks beginnt und sich im Innern des antarktischen Kreises verliert, bedingt im übrigen eine außerordentliche klimatische Mannigfaltigkeit. Nach den Beobachtungen von Davis beträgt die jährliche Durchschnittstemperatur im Norden plus 24° C und im Süden im Gebiete der Orkaden minus 5°. Von Bedeutung für den Luftverkehr (Baustoff der Flugzeuge) sind die Temperaturdifferenzen im Laufe von 24 h, die im Norden ziemlich erheblich sind und sich subtropischen Verhältnissen nähern.

Terrastrische Verhältnisse Argentiniens: Infolge der einheitlichen Entstehung weist der weitaus größte Teil Argentiniens, die ausgedehnte Pampa, auch gleichartige Bodenbildung auf, die sich im Westen der Pampa, an den Abhängen der Cordilleren, als leichter, sandiger Boden charakterisiert und nach dem Osten tonreicher und schwerer wird. Ganz Argentinien mit Ausnahme der Gebirgszüge der Cordilleren westlich Cordoba und Tucuman ist vollständig ebenes Land mit sehr spärlichem Baumbestand, bietet also im ganzen ausgezeichnete Vorbedingungen für Flugplätze und Notlandungen.

Im Hinblick auf den Verkehr mit Chile ist bereits festgestellt worden, daß wir in der Lage sind, die Cordilleren als natürliche Grenze zwischen diesen Ländern ohne Schwierigkeit zu überfliegen, deren Pässe auf etwa 4000 m Höhe liegen.

Über das Land verbreitete, zahlreiche und ausgedehnte Flußsysteme geben dem Wasserflugzeug eine ausgezeichnete Basis, welche der der Landflugzeuge ebenbürtig, in mancher Hinsicht sogar überlegen ist.

Die terrastrischen und klimatischen Verhältnisse der anderen Länder Südamerikas liegen teils günstiger, teils ungünstiger, bieten aber nirgend unüberwindbare Hindernisse. In Chile liegen die Verkehrszentren am Wasser. Die Gestaltung des Landes gab als natürlichen Verkehrsweg die See; so auch dem Flugzeug. In Columbien finden wir auf der einen Seite stark gebirgiges Gelände, welches einen Verkehr mit Landflugzeugen nur bei guter Bodenorganisation durchführbar erscheinen läßt, auf der anderen Seite starke Flußadern, welche die für den Verkehr in Frage kommenden Ansiedlungen verbinden und wo das Wasserflugzeug seine gegebene Basis findet.

Ähnliches trifft für Brasilien zu, wie auch für die meisten anderen Staaten mit einigen Variationen.

Die Witterungsverhältnisse sind, im ganzen genommen, in Südamerika nicht ungünstiger wie in Europa, wo erfahrungsgemäß bisher eine 95 bis 98 proz. Durchführung planmäßiger Luftlinien erzielt wurde. Bedenken in fliegerischer Hinsicht bestehen nirgendwo. Inzwischen konnten deutsche Flugzeuge in Mexiko und Columbien Boden fassen und die Erfahrung hat gezeigt, daß sie den dortigen Verhältnissen in jeder Weise gewachsen sind.

Seit Anfang des Jahres 1920 waren die Feindbundstaaten am La Plata eifrig an der Arbeit, den Vorsprung, den der Versailler Vertrag ihnen durch das Bauverbot in Deutschland gab, auszunutzen. Sie verfügten über eine Menge Flugplätze (Hurlingham bei Palomar, dem Militärflugplatz, San Fernando und San Isidro), aber über kein brauchbares Material an Flugzeugen. Man war bestrebt, die Liquidationsmasse des Krieges abzusetzen oder zu verwerten. Die Kriegsflugzeuge waren notdürftig in Verkehrsflugzeuge umgewandelt, d. h. man hatte Bewaffnung und Bombenabwurfvorrichtungen entfernt, bestenfalls den so geschaffenen Platz für Fluggäste mit einer primitiven Karosserie überdacht. Um diese offenbaren Mängel zu kaschieren, wurde ordentlich getrommelt und das Publikum durch Sturz- und Schleifenflüge in Staunen gesetzt. Solche Akrobatenkunststücke sind aber nicht geeignet, den Beweis für die Brauchbarkeit des Flugzeuges als Verkehrsmittel zu erbringen. Sie beweisen allenfalls die Sicherheit der Piloten, wenn man will auch die einiger Spezialflugzeuge. Aber das ist nicht das, was der argentinische Kaufmann erwarten oder verlangen kann. Für ihn dürften solche Vorführungen, die lediglich der Volksbelustigung dienen, eher Veranlassung sein, die Eignung des Flugzeuges für Verkehrszwecke zu bezweifeln. Was nachgewiesen werden muß, ist, kurz gesagt, die Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit des neuen Verkehrsmittels.

Die Mittel hierzu kennen wir.

Organisatorisch finden wir in Argentinien folgenden einheitlichen Plan als Grundlage: Sämtliche Luftlinien gehen vom Militär-Flugplatz El Palomar aus. Die Organisation liegt in den Händen des Obersten Mosconi, Chef des gesamten Militärflugwesens. Die Linien, die im Entstehen begriffen sind, verteilen sich folgendermaßen: El Palomar—Corrientes, El Palomar—Salta, El Palomar—La Rioja, El Palomar—Mendoza in Kombination mit Chile, El Palomar—Neuquen, El Palomar—Viedma. Sämtliche Linien sind zwischen 1000 und 1500 km lang. Man ist im Begriff, für diese Linien 7 Groß-Flugplätze, 9 Plätze I. Klasse, 22 II. Klasse und 126 Notlandeplätze einzurichten. Die Gesamtsumme, die das Kriegsministerium dafür aufwendet, ist auf 6 655 000 Peso Papier veranschlagt. Diese Plätze, einmal eingerichtet, sollen von den Aero-Clubs unter Schutz und Oberleitung der Heeresverwaltung instand gehalten werden. Die Luftverkehrsgesellschaften, die für diese Strecken Konzessionen erwerben, dürfen diese Flug- und Landeplätze unentgeltlich benutzen.

Es bleibe dahingestellt, ob der Plan bei näherer Prüfung allen Anforderungen entspricht. Es ist schon viel, daß die Initiative von einer Stelle ausgeht und der Grundgedanke gesund ist.

Der 21-Minuten-Flug auf dem Heidelstein am 13. September 1921.[1]

Von W. Messerschmitt.

Das zu den Flügen benützte Flugzeug glich den in früheren Jahren verwendeten und hatte bei einer Spannweite von 11 m und einem Flächenausmaß von 15,35 m² ein Gewicht von etwa 48 kg. Mit Insassen betrug die Einheitsbelastung etwa 8 kg.

Am 13. September wehte ein Wind von etwa 10—12 m aus südwestlicher Richtung. Er zeichnete sich durch außerordentliche Böigkeit und starken Richtungswechsel aus. Der

[1]) Die Schriftleitung der ZFM hat diesen Aufsatz aufgenommen, da sie großes Zutrauen zu der sachlichen Arbeit der Herren Harth und Messerschmitt hat. Den Herren Harth und Messerschmitt muß jedoch empfohlen werden, ihre kommenden Flüge vor unparteiischen Beobachtern zu machen.



Wind ließ oft momentan nach, um gleich darauf orkanartige Böen bis 20 m zu bringen. Die Flüge fanden von dem westlich gelegenen Höhenrücken des Heidelsteins aus statt. Derselbe hat in der Richtung gegen Süden und Westen ein Gefälle von etwa 2—3°. Die anschließenden Hänge haben in einer Ausdehnung von 100—200 m ein Gefälle von etwa 4—6°, um sich dann von hier auf mehrere Kilometer horizontal auszudehnen oder in einem Gefälle von 2—3° zu verlaufen.

Es wurden zunächst einige Segelflüge bis über 6 min Dauer ohne Höhenverlust ausgeführt. Unterdessen hatte der Wind zugenommen, und es wurde beschlossen, den Flug zeitlich weiter auszudehnen und größere Höhen aufzusuchen. Gleichzeitig schien die Möglichkeit gegeben, den Abflug ohne Hilfskräfte erfolgen zu lassen. Gegen ½9 h vormittags erfolgte der Abflug. Harth ließ das Flugzeug allein unter Ausnützung kräftiger Böen vom Boden abheben. Durch geschickte Ausnützung weiterer Böen wurden allmählich größere Höhen erreicht. Das Flugzeug lag alsbald in 50—60 m Höhe und zog unter dauerndem stufenweisen Ansteigen in südwestlicher Richtung dem Winde entgegen. Dem Willen des Führers entsprechend wurde das Flugzeug alsdann in mehr westlicher Richtung bis an die 1200 m entfernte Straße Bischofsheim—Wüstensachsen gesteuert und lag das Flugzeug hier unter dauernden Höhenschwankungen über 100 m hoch. Harth beschrieb dann eine Kurve und flog zum Ausgangspunkt zurück, um denselben in etwa 150 m Höhe in weitem Bogen zu umfliegen. Dann wurde der Flug in südöstlicher Richtung bis zu

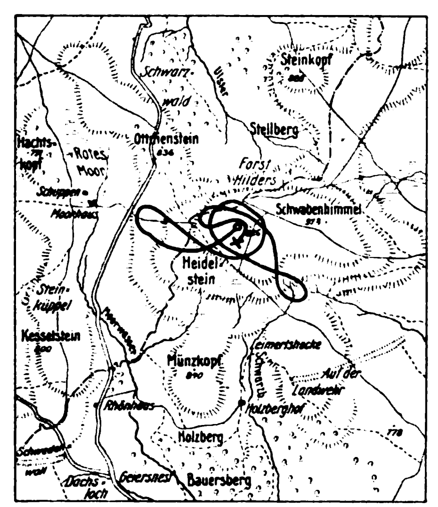


Abb. 1. Skizze der Flugstrecke.

der etwa 1,5 km entfernten Weisbacher Jungviehweide ausgedehnt. Hier wurde wieder eine Kurve beschrieben und kehrte das Flugzeug abermals gegen die Abflugstelle zurück, die in großem Bogen, größere Strecken mit dem Winde, abermals umflogen wurden. Dabei lag die Maschine weit hinter der Abflugstelle teilweise über den bewaldeten Gegenhängen des Heidelsteins, die gegen Wüstensachsen abfallen. In Richtung gegen den Wind wurde nunmehr die Maschine langsam zur Landung geführt. Das Flugzeug berührte nach 21 m 37 s den Boden. Die Landungsstelle befand sich etwa 150 m vor der Abflugstelle und nur 12 m tiefer als diese. Der Flug fand fast auf die Gesamtdauer über nahezu ebenem Gelände statt, so daß die Ausnützung aufsteigender Luftströmungen ausgeschlossen erscheint, demnach die Energie lediglich aus den Unregelmäßigkeiten des Windes gewonnen wurde. Bemerkenswert erscheint noch, daß die Geschwindigkeit des Flugzeuges gegen den Wind stärkeren Schwankungen unterworfen war. Ebenso zeigte sich, daß die Maschine beim Einleiten von Kurven stets an Höhe gewann. Beim Fluge mit dem Winde konnte ein Höhenverlust nicht bemerkt werden.

Das Flugzeug lag während des ganzen Fluges ruhig in der Luft und gehorchte präzis allen Steuerbewegungen. Der große Erfolg, der spielend leicht erzielt wurde, und bei dem das Flugzeug in allen Phasen sich unbedingt in der Gewalt des Führers befand, ist nur auf die Verwendung anspannungsfähiger Flügel zurückzuführen. Man konnte vom Boden aus deutlich beobachten, wie die Tragflächen sich dauernd bewegten und sich gewissermaßen automatisch in die jeweils günstigste Lage zum Winde einrichteten, während der Rumpf in ruhiger Lage verharrte.

Das Ziel des Dauerfluges ohne Motor erscheint nunmehr erreicht. Seit etwa 10 Jahren wurden von Harth und Messerschmitt systematische Versuche mit anpassungsfähigen Tragflächen ausgeführt. Die zuletzt erreichten Erfolge haben bewiesen, daß nunmehr ein Segelflugzeug geschaffen ist, das auch bei böigstem Winde ohne physische Anstrengung des Führers mit Leichtigkeit auf die Dauer geflogen werden kann.

Über die „Gleitzahl" bei Segelflügen.

Von W. Klemperer.

Da in verschiedenen Berichten über Segelflüge in dieser und anderen Fachzeitschriften noch immer der Quotient von Höhenunterschied bei Start und Landung durch Flugstrecke als »Gleitzahl« bezeichnet wird und dieses bei Segelflügen geeignet ist, ein ganz falsches Bild vom Werte sowohl des Flugzeuges wie des Fluges vorzutäuschen, halte ich es für dringend notwendig, folgende Richtigstellung zu bringen:

Bei Segelflügen und überhaupt bei allen motorlosen Flügen bei Wind ist man nicht berechtigt, das Verhältnis der vertikalen zur horizontalen Projektion der Flugstrecke als »Gleitzahl« zu bezeichnen. Unter Gleitzahl versteht man das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb, welches nur beim Gleitfluge in ruhiger Luft gleich dem Tangens des Gleitwinkels ist. Speziell bei Flügen mit motorlosen Flugzeugen aber, bei denen die Windgeschwindigkeit nicht klein gegen die Fluggeschwindigkeit ist, braucht auch nicht annäherungsweise das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand mit der mittleren Neigung der Trajektorie übereinzustimmen. Bei einem Fluge von mehreren Minuten, bei dem das Flugzeug vielleicht 50 m tiefer und 50 m entfernt vom Startpunkt landet, würde man sonst auf ein Gleitverhältnis von 1 : 1 schließen zu haben, was gänzlich absurd erscheint. Es hat daher überhaupt keinen Sinn, bei Segelflügen das Verhältnis von Höhenunterschied zur Flugstrecke oder deren horizontaler Projektion festzustellen bzw. zu bewerten. Weder ein Schluß auf die aerodynamische Güte des Flugzeuges noch auf das Vorliegen eines Segeleffektes ist aus der Angabe dieses Verhältnisses zu ziehen möglich. Ein reiner Gleitflug eines Flugzeuges von der Gleitzahl 1 : 10 würde bei einem Rückenwind, der gleich der Fluggeschwindigkeit wäre, die Gleitzahl um 100 vH verbessern und einen Segeleffekt oder ein aerodynamisches Wunder fälschlicherweise vortäuschen. Für das Vorliegen eines Segeleffektes ist dagegen die Angabe der mittleren Sinkgeschwindigkeit ein viel sicheres Kennzeichen, wenn es auch natürlich nicht möglich ist zu ermitteln, wieviel von einer extrem geringen Sinkgeschwindigkeit dem Aufwind (statischer Segelflug) und wieviel Böenausnutzung (dynamischer Segelflug) zuzuschreiben ist. Allerdings wäre es erwünscht, die Messung der Sinkgeschwindigkeit (Höhenverlust: durch verstrichene Zeit) nicht nur für den ganzen Flug inkl. Landung zu ermitteln, sondern für einzelne Teile des Fluges gesondert. Jedoch darf man nicht die Zeitintervalle so klein wählen, daß man Gefahr läuft, einen Energietausch von potentieller gegen kinetische Energie als Segeleffekt zu verkennen.

Das unterteilte Flächenprofil.

Einige Bemerkungen zum Artikel des Herrn G. Lachmann, ZFM, Heft 11.

Von Ingenieur G. V. Nordenswan, Stockholm.

In der Abteilung B des genannten Artikels rechnet Herr Lachmann einige Beispiele durch, die die Transportökonomie der unterteilten Tragfläche zeigen sollen. Seine Rechnungsmethode ist aber gänzlich irreführend, wie ich hier kurz zeigen werde.

Der Fehler ist hauptsächlich dadurch entstanden, daß er als Maß der Ökonomie eines Flugzeuges das Produkt Gv anstatt Gv/N_i verwendet und dann das »gewöhnliche« Flugzeug (Fall 1 a) unter sehr schlechten Bedingungen arbeiten läßt. Er vergleicht das »geschlitzte« Flugzeug mit 125 km/h Geschwin-

digkeit in ökonomischer Hinsicht mit dem »gewöhnlichen«, das 180 km/h macht. Mit solchen Methoden kann man ja alles, was man wünscht, beweisen.

Im Fall 2a erhält er für das geschlitzte Flugzeug mit 125 km/h Geschwindigkeit $G\,V = 162\,500$; es wird also $G\,V/N_i = 1413$ kg · km/PSh.

Man findet ja leicht, daß das gewöhnliche Flugzeug mit $G/F = 43$ und $v = 35$ m/s, also $V = 126$ km/h, etwa 50,5 PS im Horizontalflug braucht ($\eta = 0{,}7$). Es wird also hier

$$G\,V/N_i = 650 \cdot 126 \,/\, 50{,}5 = 1622 \text{ kg} \cdot \text{km/PSh}.$$

Das gewöhnliche Flugzeug ist also in ökonomischer Hinsicht um fast 12 vH überlegen. Die Horizontalgeschwindigkeit des gewöhnlichen Flugzeuges wird bei $c_a = 1{,}3$ (Landung) etwa 82,8 km/h; für das geschlitzte Flugzeug erhält man bei $c_a = 2{,}1$ eine Geschwindigkeit von 92,2 km/h. Das gewöhnliche Flugzeug ist also auch hier überlegen.

Für die im Fall 2b erreichte Geschwindigkeit, 151 km/h, erhält man folgenden Wert von $G\,V/N_i$: gewöhnliches Flugzeug 1353, geschlitztes Flugzeug 1326 kg/km/PSh. Die Landungsgeschwindigkeit bei $c_a = 2{,}1$ ist beim geschlitzten Flugzeug etwa 81,3 km/h gegenüber 82,8 km/h beim gewöhnlichen Flugzeug.

Falls man die beiden Flugzeugarten im ganzen Geschwindigkeitsbereich vergleichen will, bildet man zweckmäßig aus Gl. (2) und (3a), Seite 167, die Gleichung

$$G\,V/N_i = \frac{c_a}{c_w} \cdot 189 \text{ kg/km/PSh}, \text{ worin } \eta = 0{,}7.$$

Setzt man in Abb. 5, Seite 166, den Beiwert des schädlichen Widerstandes nach links von 0 ab, kann man sich durch Untersuchung der c_a/c_w-Werte leicht davon überzeugen, daß das geschlitzte Flugzeug nicht besonders gut abschneidet.

Bei der Gegenüberstellung der Fälle 1a und 2a rechnet Herr Lachmann mit demselben »schädlichen« Beiwert, 0,03. Daß dies nicht zulässig ist, leuchtet ja ein. Es würde z. B. bedeuten, daß das Fahrgestell bei $G = 1300$ kg nicht mehr Widerstand leisten würde als das Fahrgestell bei $G = 650$ kg. Man wäre auch dazu gezwungen, im Raume des ursprünglichen Rumpfes x hundert kg mehr Last einzustopfen. Dies würde sich vielleicht in Einzelfällen machen lassen (falls z. B. das gewöhnliche Flugzeug für einen Kriegsgewinnler der Schwergewichtsklasse konstruiert und dann zur Goldschmuggelei nach dem Fall 2a umkonstruiert wurde), im allgemeinen aber kaum. Das geschlitzte Flugzeug wird in jedem Falle einen größeren Beiwert des schädlichen Widerstandes haben als das gewöhnliche, mit dem man es vergleichen will, wodurch das erstere noch ungünstiger abschneiden wird.

Ich habe mit diesen Zeilen nur die Frage der Wirtschaftlichkeit der geschlitzten Tragfläche gestreift, um ein paar Fehlschlüsse des Herrn Lachmann zu zeigen. Es wäre ja viel mehr darüber zu sagen (so ist es ja z. B. die Nutzlast und nicht das Gesamtgewicht, mit dem man rechnen soll); die Sache gründlich zu behandeln muß ich aber jetzt einem anderen überlassen.

Nur noch eins: es ist nicht zulässig, die Geschwindigkeit im langsamsten Gleitflug mit der Geschwindigkeit im flachstmöglichen gleichzusetzen, weder theoretisch noch praktisch. Wie es Herr Lachmann tut. Übrigens soll man mit der kleinsten Landungsgeschwindigkeit rechnen; diese ist u. a. auch vom Neigungsbereich des Flugzeuges am Boden abhängig.

Erwiderung auf die Bemerkungen des Herrn Ing. G. V. Nordenswan.

Von G. Lachmann, Göttingen.

Die Einwände des Herrn Nordenswan zeigen, daß der eigentliche Sinn meiner Überschlagsrechnung nicht ganz erkannt worden ist. Es handelt sich um einen Vergleich zwischen einer Renn- und einer Transportmaschine. Beide Maschinen sollen gleiche Tragflächengrößen, annähernd gleiches Baugewicht und denselben Motor besitzen. N_i kann also aus der Rechnung ausfallen. Die Aufgabe der beiden Typen, die sich lediglich durch das Profil und die spezifische Flächenbelastung unterscheiden, ist die Erfüllung einer absoluten Transportleistung von mindestens 116900 kg/km/h. Herr Nordenswan führt mit $N_i = 50{,}5$ PS und 126 km/h Geschwindigkeit einen ganz neuen Typ in die Betrachtung ein, der zwar zweifellos relativ wirtschaftlicher arbeitet als die beiden erstgenannten Vergleichstypen, dessen absolute Transportleistung mit 81500 km/h an die verlangte Zahl jedoch nicht heranreicht. Ich lasse die Frage offen, welche »Methode« die größere Elastizität besitzt.

Herr Nordenswan könnte nun bei seinem Typ G, F und N_i vergrößern, um auf die gleiche absolute Transportleistung wie im Falle 2b bei gleicher Gleitgeschwindigkeit zu kommen. Der Ausdruck $\frac{G\,v}{N_i}$ wird dann sicherlich günstiger als beim unterteilten Tragflügel. Es ist aber zu bedenken, daß die Vergrößerung von G nur zum Teil Nutzlast darstellt, während ein großer Teil durch die konstruktiven Veränderungen bedingtes totes Baugewicht ist. Ferner ist die Vergrößerung der Herstellungskosten und des Raumbedarfs zu bedenken. Im übrigen liegt in diesem Verfahren absolut nichts Neuartiges. Es handelt sich aber gerade um die Aufgabe, aus einem Tragflügel von gegebenem Flächeninhalt bei konstanter Motorleistung das Maximum der Transportleistung herauszuholen, einmal mit Hilfe eines Schnellflugprofils und zweitens mit einem langsamen Höchstauftriebsprofil.

Der Zweck meiner Vergleichsrechnung war, zu zeigen, daß der unterteilte Flügel trotz seiner bei kleinen Anstellwinkeln schlechteren Gleitzahlen dem geschlossenen Profil dadurch überlegen wird, daß man beim unterteilten Flügel mit wesentlich höheren Flächenbelastungen arbeiten kann, ohne die Gleitgeschwindigkeit des geschlossenen Profils zu überschreiten. Ein Vergleich der beiden Profilarten mit Hilfe der Gleitzahlen gibt ein durchaus falsches Bild der Verhältnisse, da hierbei nur die Nachteile, nicht aber die grundsätzlich neuartigen Eigenschaften des unterteilten Profils zum Ausdruck kommen. Es läßt sich sehr leicht zeigen, daß die Transportleistung im vorliegenden Falle in weit stärkerem Maße von der Größe der Flächenbelastung als von der Geschwindigkeit abhängt. Es ist

$$T = G \cdot v = c_a \cdot F \cdot \frac{\gamma}{2\,g} \cdot v^3 = \frac{64\sqrt{\frac{G^3}{F}}}{c_a^{1/2}}.$$

Im vorliegenden Fall beträgt der Unterschied von

$$\sqrt{\frac{G^3}{F}} \sim 92 \text{ vH, der von } \frac{1}{c_a^{1/2}} \sim 47 \text{ vH.}$$

Im übrigen ist der stufenweise Rechnungsgang deshalb gewählt worden, um zum wirtschaftlichsten Typ, dem mit Schlitzverschlußeinrichtung versehenen unterteilten Tragflügel hinzuführen. Dieser Typ kommt wohl ausschließlich für die praktische Ausführung in Frage.

In den Beispielen wurde der Einfachheit halber lediglich mit dem Gesamtgewicht und nicht mit der Nutzlast gerechnet, weil einmal die Nutzlast implicit im Gesamtgewicht enthalten ist und weil ferner noch keinerlei sichere Unterlagen über die Vergrößerung des Baugewichts durch die Flächenunterteilung vorliegen. Hier hat die Praxis zu entscheiden. Die Annahme des gleichen schädlichen Widerstandes für beide Flugzeugtypen ist sicherlich eine Ungenauigkeit, die aber ohne wesentliche Bedeutung ist. Das unterteilte Profil arbeitet übrigens relativ um so wirtschaftlicher, je größer der Widerstandsbeiwert von Rumpf und Fahrgestell wird.

Man kann im Falle 2b die Erhöhung der Flächenbelastung des unterteilten Tragflügels auch dadurch erreichen, daß man G konstant läßt und F entsprechend auf 9,7 m herabsetzt. Mit dieser winzigen Maschine erreicht gemäß Gl. (3a), (2) und Abb. 8 die gleiche Höchstgeschwindigkeit $v = 180$ km/h, wie die normale Maschine mit 15,1 m², ohne daß die Gleitgeschwindigkeit, $v_{g\,\min} = 31{,}4$ m/s, überschritten wird. Abgesehen von dem wesentlich geringeren Raumbedarf, ist eine Erhöhung der Nutzlast zu erwarten. Bei Anwendung einer neuartigen Flügelkonstruktion ist das Baugewicht für 1 m² Fläche trotz der größeren Flächenbelastung voraussichtlich nicht wesentlich größer als das des geschlossenen Tragflügels. Das Mehrgewicht von 5,4 m² normaler Tragflügelbauart kommt dem unterteilten Tragflügel mithin in Gestalt von Nutzlast zu gute.

Aber selbst wenn man skeptischer kalkuliert und dasselbe Baugewicht bei beiden Maschinen rechnet, ist folgendes zu bedenken. Wenn man die Spannweite beibehält, erzielt man durch die Flächenverkleinerung ein besseres Seitenverhältnis und damit weit günstigere aerodynamische Verhältnisse. Entsprechend der Verringerung des Flügelmoments kann der Rumpf verkürzt und dadurch erleichtert werden.

Es ist mir nie eingefallen, zu behaupten, daß der flachste Gleitflug mit dem langsamsten theoretisch identisch sei. Praktisch aber tritt der Vorgang des Gleitens mit größeren Anstellwinkeln als beim flachsten Gleitflug in der Regel nur beim Landen in Erscheinung. Man redet dann nicht mehr von Gleiten, sondern von »Sacken«. Der Vorgang läßt sich allerdings dann auch beobachten, wenn sich ein Flugzeugführer mit stehendem Propeller noch über einen Wald »mogeln« will, wie der Fliegerausdruck lautet. Die Wirkung ist bekannt.

Es war in den Beispielen gleichgültig, ob mit der Geschwindigkeit im flachsten Gleitfluge oder mit der kleinsten Landungsgeschwindigkeit gerechnet wurde. Es ergibt sich für beide Fälle die gleiche Verzögerung von 20 vH zugunsten des unterteilten Tragflügels (s. S. 167 III).

Ein Beitrag zum Spaltflügelproblem.

Mitteilung aus dem Aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule Aachen.

Von W. Klemperer.

Es steht zu erwarten, daß die vorteilhaften Eigenschaften, welche an manchen Spaltflügelprofilen bis jetzt gemessen wurden, in sehr hohem Maße von der genauen Ausbildung der Spaltkontur und den konstruktiven Einzelheiten des Flügels abhängen. Für den Konstrukteur bildet die bauliche Ausführung des Schlitzes mancherlei Schwierigkeiten. Einmal gebietet die Vermehrung der unangenehmen Stellen starker Krümmung eine sehr ins Detail gehende Holz- oder Metall-Konstruktion. Besondere Rücksichten verlangen die Anlenkung der Querruder und die Innenverspannung und -verstrebung. Hierzu tritt namentlich bei freitragenden mehrholmigen Flügeln noch die Aufgabe, mit den Schlitzen sich durch die Holme hindurchzufinden. Endlich ist es nicht undenkbar, daß durch *V*-Form, Pfeilform und die Unterbrechung des Schlitzes in der Mitte durch den Rumpf Überraschungen eintreten können. Es ist daher von Interesse, wenn außer Messungen an Flügeln mit konstantem Profil längs der Spannweite auch solche Flügelmodelle gemessen werden, bei deren Disposition schon auf die baulichen Einzelheiten der wirklichen Ausführung Rücksicht genommen wird. Ein solcher Versuch wurde im Aerodynamischen Laboratorium der Technischen Hochschule Aachen vom Verfasser gemeinsam mit Herrn Diplom-Ingenieur Fromm gemacht.

Es wurde ein Modell eines freitragenden Eindeckerflügels untersucht, welcher folgende Abmessungen besaß. Der Grundriß war trapezförmig nach Abb. 1, die mittlere gestrichelte Linie ist zugleich die Stelle größter Profilhöhe, die im vorderen Drittel der Rippenlänge vorgesehen wurde. Die *V*-Form beträgt 1 : 10 längs der Oberseite der Fläche an der Stelle größter Profilhöhe gemessen. Der Profilumriß ist an der mit p—p bezeichneten Stelle ähnlich der Nr. 422 der Göttinger Untersuchungen. Die Schnitte an anderen Stellen der Spannweite sind zu dieser affine Figuren. Ihr Umriß ist bestimmt durch die Angaben, welche für die größte Rippenhöhe an mehreren Stellen des Flügels eingetragen sind. Die Fläche wurde zunächst ohne Schlitz gemessen, sodann wurde ein Schlitz angebracht und die Messung wiederholt. Dann wurde der Schlitz zur Kontrolle zugeklebt und, da das Kontrollergebnis hinter den Anfangswerten zurückblieb, wurden noch andere Methoden versucht, die alte, unversehrte Form vollkommen wieder herzustellen. Daraufhin wurden einige systematische Veränderungen an der Schlitzform versucht.

Hauptholm Vorderansicht

Maße in m/m.

Abb. 1.

Bei der Anbringung des Schlitzes, und zwar nur eines solchen, wurde auf die Unterbringung von 3 Holmen in dem als freitragend vorausgesetzten Flügel Rücksicht genommen. Demgemäß wurde der Schlitz zwischen Vorder- und Hauptholm, deren vorausgesetzte Lage in der Abbildung angedeutet ist, angeordnet. Als Folge der nach außen abnehmenden Flügeldicke ist der Schlitz in der Nähe der Mitte ziemlich steil und wird nach außen immer flacher. Die vordere Kontur des



Schlitzes war S-förmig ausgebildet, während die hintere eine Art Vorderkante eines anschließenden Profils bilden sollte. Die am Schlitz vorgenommenen Änderungen bezogen sich auf die Schlitzweite und auf die Konkavität des Oberteils der Schlitzvorderseite. Die Schlitzformen (*a*: weit, *b*: durch Paraffineinguß verengt, *c* wie *b* und *d* wie *a*, beide nur an der Vorderseite mehr ausgehöhlt) sind in Abb. 2 angedeutet. Die Schlitze wurden nicht über die ganze Spannweite durchgeführt, sondern in der Mitte, wo ein Rumpf die Schlitzkonstruktion bei der wirklichen Ausführung illusorisch machen würde, war das Flügelprofil auf einer Breite von ca. 10 vH der Spannweite unversehrt durchgeführt, der Schlitz also unterbrochen. Außerdem war aus Gründen des Zusammenhalts der beiden Flügelteile etwa in der Mitte jeder Flügelhälfte und am Flügelende der Schlitz über etwa 2 cm Breite ausgesetzt. Der verbleibende Holzsteg war etwas abgerundet bzw. zugeschärft, doch war diese Zuschärfung vielleicht aerodynamisch nicht recht vollkommen. Ein Rumpf selbst war im Modell nicht ausgeführt. Maßgebend für den Modellflügel war der Entwurf eines mit Schlitzen versehenen Gleitflugzeugs, dessen Fertigstellung allerdings durch andere Ursachen verzögert wurde.

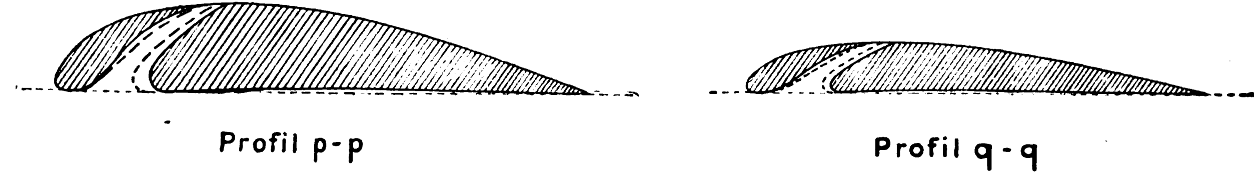


Abb. 2.

Abb. 4.

Da eine Mehrkomponentenwage für die Versuche nicht zur Verfügung stand und für den Nachweis des normalen Spalteffektes (Erhöhung des nutzbaren Anstellwinkelbereiches und Auftriebsmaximums) auch nicht nötig ist, wurde in erster Linie der Auftriebsbeiwert als Funktion des Anstellwinkels gemessen. Von einer sehr genauen Festlegung der Bezugslinie des Anstellwinkels konnte abgesehen werden, da sich der Winkel verschwindenden Auftriebs sehr genau kennzeichnete Er betrug ca. — 7° gegen die Profilsehne gemessen.

Die Versuchseinrichtung wurde im wesentlichen durch eine Wage gebildet, an deren einem Hebelarm der Flügel selbst mit einem Ende mittels einer Spindel so befestigt wurde, daß die stromnormale Luftkraftkomponente allein ein Drehmoment mit bekanntem Hebelarm am Wagebalken ausüben konnte. Das freie Ende des Flügels wurde durch einen dünnen Stahldraht nach dem Wagbalkenende verspannt. Am Wagebalken ist eine Öldämpfungsvorrichtung mit während der Messung regulierbarem Dämpfungsfaktor angebaut. Zwischen dem das Modell tragenden und dem die Wagschale haltenden Wagbalken ist eine während der Messung änderbare Übersetzung vorhanden, die jedoch im Interesse der Konstanthaltung der



Empfindlichkeit nur in mäßigen Grenzen benutzt wurde (Abb. 3).

Die Modellfläche wurde nicht in der Mitte sondern mehr in der Nähe des Randes des 2 m Durchm. Luftstromes aufgebaut an einer Stelle, wo dieser verhältnismäßig am gleichmäßigsten war und Abweichungen des Staudruckes von mehr als ~ 2 vH von der Anzeige des festen Vergleichspitotrohres durch Abtasten mit einem zweiten nirgends festgestellt werden konnten. Durch diese Aufstellung war es möglich, mit so wenig Widerstand bietenden Aufhängungsorganen auszukommen, daß deren Einfluß sich einer meßbaren Berücksichtigung entzog. Die Genauigkeit der Wageeinstellung beträgt bei hohen Auftriebswerten sicher 2 vH des maximalen Auftriebs, bei kleineren Anstellwinkeln ist die Genauigkeit etwas größer. Die Mittelwertsbildung der Staudruckbestimmung (mittels Prandtl-Mikromanometers) dürfte eine Sicherheit von 1 vH erreicht haben.

Das Moment der Widerstandskomponente wurde durch seitliche Belastung des Wagebalkens soweit ausgeglichen, daß die Wagenschneiden gleichmäßig belastet waren.

Sekundären Interesses halber wurde eine getrennte Widerstandsmessung vorgenommen, indem die Wage um 90° gedreht wurde und der Auftrieb durch einen Stahldraht aufgenommen wurde, welcher in der Verlängerung der Wagschneidenkanten verankert war. Die Sicherheit der Identifizierung des Anstellwinkels mit den Werten der Auftriebsmessung beträgt etwa ½°.

Das Ergebnis der Auftriebsmessungen zeigt Abb. 4 zusammengestellt. Das Überraschende ist eine überragende Vorteilhaftigkeit des ersten ungeschlitzten Modells. Das Auftriebsmaximum von $C_a = 147$ konnte nachträglich durch Zukleben des Schlitzes weder mit Papier noch mit Paraffin noch mit Gips wieder voll erreicht werden. Daß die erste Kurve trotzdem als sicher angesehen werden muß, geht daraus hervor, daß 2 an verschiedenen Tagen vorgenommene Versuche gut zusammenstimmen. Der nutzbare Winkelbereich des Flügels erstreckt sich von — 7° bis etwa 15°. Die Versuche mit Schlitz zeigen nun bemerkenswerterweise ein auffälliges Zurückbleiben des Auftriebs schon von kleinen Anstellwinkeln an. Von einem weiteren Ansteigen des Auftriebs bis zu sehr großen Winkeln ist nichts zu bemerken, wenn auch nicht bei 15 bis 20° ein so

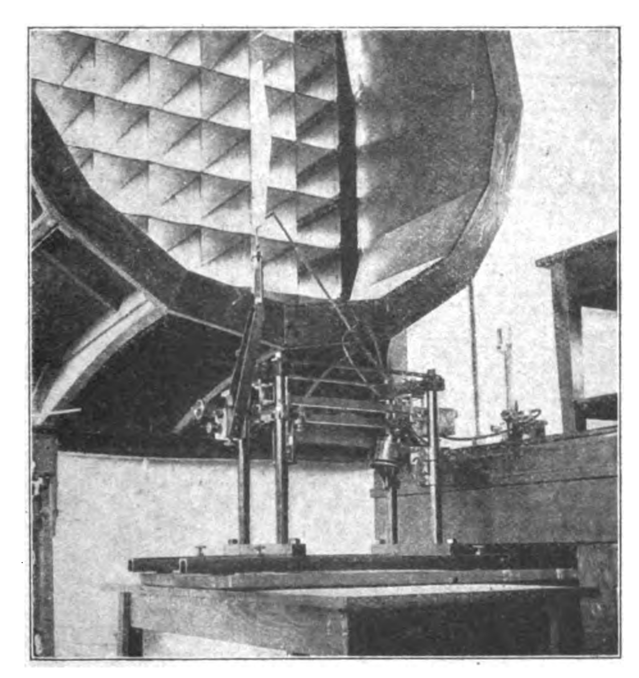


Abb. 3.

ausgesprochener Abfall wie bei den ungeteilten Profilen eintritt. Besser als diese erweisen sich jedoch die hier untersuchten Schlitzflächen in keinem Falle. Von den Schlitzen erweist sich demzufolge verständlicherweise auch der engste noch als der beste. Zu bemerken ist noch, daß bei den Schlitzflügeln bei Winkeln zwischen etwa 15 und 20°, wo also die eigentliche Wirkung des Schlitzes zu erwarten gewesen wäre, ein deutliches Pfeifen hörbar wurde, welches möglicherweise mit dem unerwarteten Abreißen der Strömung in Zusammenhang stehen mag. Während bei ungeteiltem Profil in der Gegend von 18 bis 20° die Wageeinstellung starke Schwankungen erfuhr, der Auftriebswert also zeitlich sehr unruhig war, war dies jedoch bei Schlitzflächen weniger der Fall. Das Flügelmodell

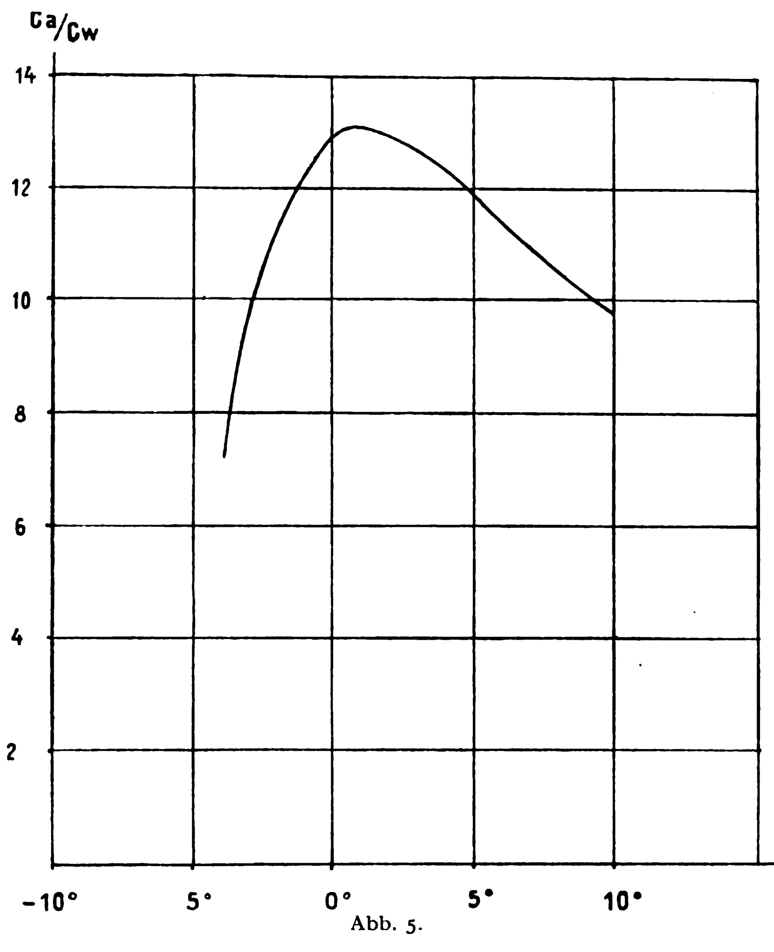


Abb. 5.

zu polieren, war nicht möglich gewesen. Um zu sehen, ob der Einfluß der Holzrauhigkeit das Ausbleiben des Lachmann-Effektes verschuldet haben könnte, wurde der Flügel noch einmal geteilt sowie ungeteilt nach Überzug mit einem dünnen Kollodiumfilm kontrollweise untersucht. Die Unterschiede der Ergebnisse waren jedoch so unbedeutend, daß die Werte in das Diagramm, um es nicht zu überladen, gar nicht eingetragen wurden.

Die Widerstandsmessung (nur am ungeteilten Flügel ausgeführt) ist Abb. 5 zugrunde gelegt und ergibt eine beste Gleitzahl von ca. 13 bei 0 bis 1°. Dieses Ergebnis dürfte durch die Unvollkommenheit der Oberflächenglattheit zu erklären sein.

Die Versuche wurden bei einer Windstärke von 20 bis 25 ms vorgenommen. Kontrollversuche mit kleinerer Geschwindigkeit zeigten keine Abhängigkeit von dieser.

Soweit bei derartigen Versuchen der Schluß vom Modell auf die Naturgröße mit 15 bis 50 mal größeren Kennwert zuverlässig ist, läßt sich aus den Versuchen erkennen, daß die spezielle, untersuchte Schlitzverteilung in dieser Anordnung nicht nur keinen Vorteil bringen sondern unbedingt schaden würde. Worauf diese den Erwartungen widersprechende Tatsache zurückzuführen ist, wurde noch nicht völlig geklärt. Möglich und wahrscheinlich ist jedoch, daß die Unterbrechung des Schlitzes tatsächlich an dem Ausbleiben des Lachmann-Effektes schuld ist. Eine Fortsetzung der Versuche soll dies klären. Jedenfalls aber bewiesen die Untersuchungen ein wie heikles Problem das des Spaltflügels ist, daß insbesondere Rücksichten konstruktiver Natur von außerordentlichem Einfluß auf die aerodynamischen Eigenschaften gewinnen können, und daß es daher notwendig erscheint, gerade dieses Problem

noch weiter durch solche Modellversuche zu klären, bei den die Einzelheiten der praktischen Ausführungsform berücksichtigt sind.

Die Not der deutschen Luftfahrt.

Der Verband Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller, G. m. b. H., veranstaltete am 17. Oktober 1921 einen Diskussionsabend, zu welchem Vertreter der Behörden, des Reichstags, Reichsrats und der Presse erschienen waren. Man sah u. a. Geh. Reg.-Rat von Lewinsky vom Auswärtigen Amt, Min.-Dir. Bredow vom Reichsverkehrsministerium, Ministerialrat Thilo vom Reichspostministerium, Oberreg.-Rat Grabower vom Reichsfinanzministerium, Hauptsteuerdirektor Dr. Lange vom Magistrat Berlin, sowie verschiedene Mitglieder des Reichsrates und des Reichstages. Auch die Tages- und Fachpresse war zahlreich vertreten.

Der Geschäftsführer des Verbandes, Direktor F. Kasinger, behandelte in einem längeren Referat Steuerfragen, das kommende Luftverkehrsgesetz und die für die deutsche Luftfahrt-Industrie äußerst unangenehmen Folgen der Auswirkung des Friedensvertrages, des Hallenabkommens und des Ultimatums.

Zuerst wandte sich der Vortragende der Novelle zum Umsatzsteuergesetz zu. Die Einwände gegen die Einbeziehung der motorischen Luftfahrzeuge in den Begriff des Luxus waren leider vergeblich. Die jetzt in Vorbereitung befindliche neue Novelle bringt aber noch Verschärfungen, durch welche die Luftfahrzeug-Industrie und -Verkehr in ihrer Entwicklung aufs schwerste gefährdet werden. Außer Erhöhung der allgemeinen Umsatzsteuer von 1½ auf 2½ vH soll die bisher gänzlich steuerfreie Ausfuhr fortfallen. Ferner soll die Rückerstattung der 10 vH von der erhöhten Umsatzsteuer (Luxussteuer) nur dann eintreten, wenn die Luftfahrzeuge der Ausübung des Fuhrhaltergewerbes dienen. Bei der Eigenart des Luftfahrzeugbaues, der vorläufig noch selbst der staatlichen Unterstützung zur Existenz bedarf, würde diese steuerliche Belastung verhängnisvoll wirken. Der Staat erkennt die Notlage durch Subventionen an. Da das Ausland seine Luftfahrt höher subventioniert und ihr keine Ausfuhrabgaben auferlegt, so ist die deutsche Konkurrenzfähigkeit auf dem Weltmarkt gefährdet. Ohne Ausnahmegesetze für sich zu erstreben, beanspruchen die deutsche Luftfahrzeug-Industrie und -Verkehr vom Staat Mittel und Wege, die steuerliche Belastung solange auf ein Minimum zu reduzieren, bis sie auf eigenen Füßen stehen und dann auch ihren Anteil zu den Lasten der Allgemeinheit beitragen kann.

Aber nicht nur allein der Staat sondern auch die Städte bringen den Luftverkehrsgesellschaften steuerliche Belastungen. Rundflüge werden mit Lustbarkeitssteuern belegt. Dabei handelt es sich bei diesen Flügen nicht um einen Erwerbs-, sondern reinen Propagandazweck. Die Flugpreise müssen niedrig gehalten werden, um die große Allgemeinheit der Luftfahrt näherzubringen. Gewinn wird daraus nicht erzielt, sondern nachgewiesenerweise erhebliche Verluste.

Das Thema wechselnd wurde darauf der Entwurf des Luftverkehrsgesetzes einer Kritik unterzogen. Die Sorgsamkeit der Durcharbeit anerkennend, hat Referent bezüglicher einiger Punkte doch noch Bedenken. Die Genehmigung zur Unterhaltung von Flugschulen darf nicht, wie vorgesehen, von der Bedürfnisfrage abhängig gemacht werden. Allein maßgeblich darf nur die Gewährleistung einer guten Ausbildung sein; hierzu sind notwendig erstklassige Lehrer und Lehrmaterial. Weiter besteht auf Grund des Gesetzestextes die Befürchtung, daß der Staat bei rentablen Strecken ohne weiteres eine Konkurrenzlinie eröffnen kann, ähnlich wie im Kraftwagenverkehr. Auch der weiter vorgesehene Zwang, auf Verlangen der Postverwaltung mit der fahrplanmäßigen Luftfahrt Postsendungen zu befördern, ist eine Härte. An seine Stelle muß, wie in der Schiffahrt, die vertragliche Vereinbarung zwischen Post und Unternehmen gesetzt werden. Besonders scharf aber sind die Haftpflichtbestimmungen. Der Luftfahrt wird dadurch eine Gefährlichkeit zugeschoben, die nicht berechtigt ist. Denn ausweislich der veröffentlichten Statistiken arbeitet der Luftverkehr durchweg mit fast 100 vH Regelmäßigkeit. Ebenso gibt die Erhöhung der Haftpflichtsummen aus verschiedenen Gründen zu großen Bedenken Anlaß. Die schwer ringende Luftfahrt muß sich dagegen verwahren, durch derartige Ausnahmebestimmungen ungünstiger wie andere Verkehrsunternehmungen behandelt zu werden.

Den wichtigsten Teil des Referats bildeten die Ausführungen über die Folgen des Friedensvertrages. Der Vortragende machte besonders auf die schweren Folgen aufmerksam, die eintreten werden, wenn nicht rechtzeitig von den berufenen Stellen eine Änderung ihrer Auffassung erfolgt. Die zur Durchführung des Friedensvertrages erlassenen Richtlinien vom 27. Mai 1920 sind in ihrer Anwendung für die Luftfahrt unmöglich. Bis jetzt sind der deutschen Luftfahrt Werte von insgesamt 34 Milliarden Papiermark verloren gegangen. Über den Friedensvertrag hinaus verlangt die Entente auch Zerstörung der ortsfesten zivilen Anlagen. Der Gewalt nachgebend, mußte sich die deutsche Regierung der Forderung fügen. Den Schaden hat die deutsche Luftfahrt. Denn trotz der klaren Rechtslage wendet die Regierung für die Entschädigung dieser nachträglichen Forderung wieder die doch nur für den Friedensvertrag erlassenen ungenügenden Richtlinien an. Am schwersten davon betroffen sind die Luftschiffgesellschaften, da durch den Abbruch einer Halle die ganze übrige Anlage entwertet wird. Auf die Beschwerden über die sich ergebenden Ungerechtigkeiten erwiderte die Regierung, daß durch den § 9 der Richtlinien den sog. Härteparagraph ein Ausgleich geschaffen werden kann. II. Diese offizielle Ansicht der Regierung ist aber noch nie in die Praxis umgesetzt worden. Durch die sich endlos hinziehenden Verhandlungen wird der Schaden der Industrie durch die stetige Geldentwertung immer größer. Die Geschädigten erwarten daher mit Bestimmtheit, daß die Verhandlungen jetzt mit größter Beschleunigung zum Abschluß gebracht werden. Sie wollen entweder ein neues Gesetz, das ihrer Sonderlage Rechnung trägt, oder die sinngemäße Anwendung des Härteparagraphen. Aber nunmehr ohne weiteren Verzug.

Die Geschädigten müssen durch die Erfüllung ihrer gerechten Ansprüche in die Lage versetzt werden, den einmütigen Willen von Regierung und Volk für die Erhaltung einer deutschen Luftfahrt, auszuführen. Daß sie den Willen und die Kraft dazu haben, ist durch die Erfolge der letzten Zeit dem mit größter Unterstützung arbeitenden Ausland gegenüber bewiesen. Die Annahme des Ultimatums vom Mai dieses Jahres brachte der Luftfahrzeug-Industrie einen neuen schweren Schlag. Dem Eingreifen von Reichsrat und Reichstag ist es zu verdanken, daß — entgegen der klar ausgesprochenen Absicht der Regierung — den Geschädigten für den neuerlichen Schaden Ersatz gesetzlich zugesichert ist. Leider aber sind auch diesesmal wieder über 3½ Monate vergangen, und noch sind die erforderlichen Ausführungsbestimmungen nicht erlassen.

In seinen Schlußworten richtet der Vortragende vornehmlich an die Vertreter der Behörden, des Reichsrats, des Reichstags und der Presse die Bitte, die drohende Vernichtung der deutschen Luftfahrt verhindern zu helfen und ihr zu der friedlichen Entwicklung der zivilen deutschen Luftfahrt die nötige Unterstützung zu schenken.

Wirksam illustriert wurden die Ausführungen des Vortragenden durch einen Film. In eindrucksvollen Bildern wurde das sinnlos zerstörte Material gezeigt sowie die Folgen, die Friedensvertrag und Ultimatum in den Betrieben verursacht haben. Anderseits sah man aber auch Bilder von der Leistungsfähigkeit der deutschen Luftfahrt und ihren großen Erfolgen und Bilder von den Entwicklungsmöglichkeiten unseres zukünftigen Luftverkehrs. Besonders überzeugend aber wirkte die Darstellung, daß die Erfüllung der gerechten Industrieforderungen zu guterletzt wieder dem Staate und der Allgemeinheit zukommt.

In der sich anschließenden Diskussion wurde von den Vertretern der einzelnen Ressorts die eingehende Prüfung der vorgetragenen Wünsche zugesagt. Die Regierung erkennt die Leistungen und Bestrebungen der deutschen Luftfahrt voll und ganz an. Jede Stelle will das ihrige dazu tun, um die deutsche Luftfahrt lebensfähig zu gestalten. Nur bezüglich



der Lustbarkeitssteuer für Propagandaflüge glaubt Dr. Lange keine Befreiung in Aussicht stellen zu können. Es ist aber zu wünschen, daß der Sonderart dieser Flüge doch noch in irgendeiner Form Rechnung getragen wird. Besonders erfreulich berührte es, daß auch an dieser Stelle ein Mitglied des Reichstages starke Worte für die deutsche Luftfahrt fand.

Bücherbesprechungen.

Kinematik. Von H. Polster. 2. Auflage. Berlin und Leipzig 1920, Verlag: Vreeinigung wissenschaftlicher Verleger. Sammlung Göschen Nr. 584. 12°. 149 S. 76 Abbildungen im Text.

Das Büchlein bringt nach einem etwas abstrakten theoretischen Teil (ebene Bewegung eines Punktes, zweier und dreier Ebenen, Coriolir-Beschleunigung, Zykloiden usw.) eine Fülle von Anwendungen auf Zahnrädern, auf Gelenkvierecke und deren Sonderfälle bei Schubkurbelgetrieben, oszillierenden Zylindern usw., endlich auf Steuerungen aller Art mit Nocken, Schwingdaumen und Wälzhebeln. Die zeichnerische Ermittlung der Geschwindigkeiten und Beschleunigungen ist überall recht ausführlich dargestellt.

Einen Abstecher ins dynamische Gebiet bringen die Abschnitte über den Rückdruck der Pleuelstange. E.

Akademisches Pneuma und die Drehkranken. Von A. Riedler. München und Berlin 1920, Verlag R. Oldenbourg. 8°. 64 S. Preis geheftet M. 10.

Der Streitschrift von Löffler und Riedler reiht sich hier eine weitere an, in der der Verfasser sein eigenes Nest, die Technische Hochschule Charlottenburg, beschreibt. Der Außenstehende, der das liest, wird ein Gruseln verspüren und seinen Sohn niemals auf diese Hochschule schicken.

Dies bereits im ersten Abschnitt: »Aus dem Reiche der Professoren«. Im zweiten, »Aus der Welt der Grundlehre«, setzt der Verfasser sich mit einem Vortrage von Eugen Meyer, dessen Name nicht genannt wird, über den Mechanikunterreicht auseinander. Dieser wird Satz für Satz, freilich mit »zweckmäßigen« Kürzungen, abgedruckt und abgetan. Aus der Art der Äußerungen erkennt man dennoch, daß Vortragender und Verfasser im Grunde dasselbe Ziel erstreben.

Aus den Einzelheiten der Kritik sei ein Beispiel herausgegriffen: Meyer erwähnt die lehrreiche Berechnung der Durchflußmengen einer langen Leitung mit Drosselstellen am Ende. Riedler ruft den Studierenden zu (S. 33): »Jüngling, meide Gelehrtspielerei! Spare lange Gleichungen und langweiliges Tabellenrechnen, sondern berechne rein sachlich und in wenigen Minuten: 1. wieviel Gefälle in der langen Zuleitung verbraucht wird, 2. ziehe das verbrauchte vom Gesamtgefälle ab, und 3. berechne mit diesem Gefällsrest den wirklichen Ausfluß.« — Sehr schön. Nur schade, daß die Aufgabe 1 zur Lösung das Endergebnis benötigt. Dieses »rein sachliche« Rechenverfahren kommt also bestenfalls auf näherungsweise Auflösung durch Probieren heraus. War das die Absicht des Verfassers?

Im dritten Abschnitt, »Aus der Welt des Fortschritts« und im letzten »Aus der wirklichen Welt« (ist der Fortschritt nicht »wirklich«?) wird die Polemik fortgesetzt. Everling.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Der nächste »Flugtechnische Sprechabend« unserer Gesellschaft findet am 4. November 1921 um 7 Uhr abends im Flugverbandshaus, Berlin W 35, Blumeshof 17 II, statt. Herr Dipl.-Ing. Naatz wird über »Ein neues Instrument zum zeichnerischen Integrieren« mit Lichtbildern sprechen.

2. Anläßlich der VII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung unserer Gesellschaft wurde unser langjähriges Mitglied, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. H. Müller-Breslau, zum Ehrenmitglied ernannt und ihm dieses durch das nachstehende Telegramm vom 6. September ds. Js. mitgeteilt:

»Geheimrat Professor Müller-Breslau, Kurmärkerstr. 8, Berlin-Grunewald.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft hat sich gestattet, Sie anläßlich Ihrer großen Verdienste um Deutschlands Technik und Luftfahrt zum Ehrenmitgliede zu ernennen.

gez. Schütte. gez. Heinrich Prinz von Preußen.«

Darauf hat Geheimrat Müller-Breslau am 18. September ds. Js. folgendes geantwortet:

»An die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt Berlin.

Für die mir zuteil gewordene hohe Auszeichnung der Ernennung zum Ehrenmitgliede der Wisseuschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt spreche ich meinen aufrichtigsten Dank aus. Diese Ehrung hat mich mit besonderem Stolze erfüllt, weil sie von einer Gesellschaft ausgeht, deren Hauptaufgabe die Pflege und Förderung eines der wichtigsten Zweige der Ingenieurwissenschaften ist. Daß das Wenige, was ich auf diesem Gebiete beigetragen habe, eine so unverdient hohe Anerkennung gefunden hat, soll für mich ein Sporn sein, mich auch fernerhin in den Dienst der Luftfahrt-Wissenschaft zu stellen.

Die späte Danksagung bitte ich gütigst zu entschuldigen. Ich war schwer krank und fange jetzt erst wieder an, zu Kräften zu kommen.

gez. Müller-Breslau.«

3. Erhöhung der Mitgliedsbeiträge.

Laut Beschluß der VII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung in München ist der Mitgliedsbeitrag für ordentliche Mitglieder auf M. 80.— und für außerordentliche auf M. 240.— erhöht worden. Hierbei ist zu bemerken, daß der Teuerungszuschlag in Zukunft wegfällt.

Die Beihefte werden vom 1. I. 22. kostenlos geliefert.

Der Beitrag für nichtreichsdeutsche Mitglieder wird mit der Geschäftsstelle von Fall zu Fall vereinbart.

4. Anfang Oktober ds. Js. haben wir durch den Verlag R. Oldenbourg an unsere sämtlichen Mitglieder das Buch Rumpler »Der 1000 PS-Flugmotor« versandt, da wir annahmen, daß das Buch infolge seiner hochinteressanten Ausführungen das Interesse aller Luftfahrkreise erwecken würde. Wir bitten unsere Mitglieder, als Unkostenbeitrag für jedes Exemplar M. 20.— auf unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 zu überweisen.

5. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:

C. G. Peterson, Wright Aeronautical Corp., Paterson, New Jersey.

Stephan von Prondzynski, Berlin-Steglitz, Kurfürstenstr. 4.

Polizeihauptmann Hailer, Schleißheim b. München.

Fritz Florig, Assistent der physikalischen Abteilung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.

Fabrikdirektor Dipl.-Ing. Fritz Heine, Breslau-Kleinburg 18, Ebereschenallee 17.

Dr. Walter Georgii, Privatdozent an der Universität, Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2.

cand. mach. Paul Brenner, Stuttgart, Nicolausstr. 14.

Direktor Ritter, Vorstandsmitglied der Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg, Alsterdamm 25.

cand. ing. Walter Blume, Hannover, Königswortherstr. 4.

Rittmeister Braun, Prien a. Chiemsee, Haus Bucheneck.

cand. ing. Theodor Bienen, Aachen, Melatenerstr. 44.

Ab 1. 1. 1922:

Wilhelm von Cornides, Verlagsbuchhändler, München, Glückstr. 8.

Außerordentliche Mitglieder:

Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg.

6. Adressenänderungen:

Dr.-Ing. Otto Enoch, Berlin-Friedenau, Niedstr. 22 I.

F. Glaser, Frankfurt a. M., Liebigstr. 33.

Dr.-Ing. A. Pfeiffer, Höchst a. M., Scharnhorststr. 5.

7. Ernennungen, Beförderungen usw.:

Unser Mitglied, Dipl.-Ing. Enoch, promovierte zum Dr.-Ing.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Bisherige Sieger im Michelinwettbewerb waren

1908: Wilbur Wright, Wrightdoppeldecker, 124,7 km in 2 h 20 min 31 s.

1909: Henri Farman, Henri Farmandoppeldecker, 234,212 km in 4 h 19 min 32 s.

1910: Maurice Tabuteau, Maurice Farmandoppeldecker, 582,935 km in 4 h 19 min 32 s.

1911: Emanuel Helen, Nieuporteindecker, 1252,8 km in 24 h.

1912: Nicht ausgetragen.

1913: Emanuel Helen, Nieuporteindecker, größte Rundflugstrecke zwischen zwei mindestens 50 km voneinander entfernt gelegenen Orten mit mindestens 50 km/h-Durchschnittsgeschwindigkeit an einem oder mehreren aufeinanderfolgenden Tagen. 16126,8 km in der Zeit vom 31. Oktober bis 29. November 1913.

1914: Eugène Gilbert, Morane Saulniereindecker, 3000 km (Tour de France) in 39 h 35 min 42 s.

(L'Aérophile, Paris, 1.—15. August 1921.) **21/39. 8.**

Weltluftverkehr.

Der internationale Luftverkehrskongreß, der am 10. August in Stockholm abgehalten wurde, war von Deutschland, Schweden, Dänemark, Danzig, Holland und Norwegen beschickt worden. Die International Air-Traffic Association war durch ihren Generalsekretär vertreten. Zur Erörterung stand das Flugprogramm für den kommenden Winter und nächsten Sommer. Wegen der mangelhaften Bodenorganisation und der Wetterverhältnisse werden die internationalen Linien der I. A. T. A. im kommenden Winter zeitweise eingestellt werden. Im nächsten Sommer wird die holländische Gesellschaft ausschließlich die Linien Amsterdam—London und Amsterdam—Paris betreiben; Dänemark beabsichtigt einen Luftverkehr zwischen Kopenhagen und Rotterdam aufzunehmen; Deutschland plant die Verbindung Dresden—Prag; Danzig will den Verkehr Königsberg—Riga—Reval betreiben, während die Schweden die Linie Stockholm—Reval wieder aufnehmen und sie über Helsingfors erweitern wird. Wünschenswert sind Anschlüsse der schwedischen Linien an deutsche und dänische, scheitern aber an der unverständlichen Haltung des schwedischen Reichstages gegenüber den Forderungen des Luftfahrtbudgets.

Die Konferenz forderte die Einrichtung von Nachtflügen zur Zeitersparnis und die schleunige Einrichtung der erforderlichen Bodenorganisation (Leuchtfeuer, F. T.-Richtungsweiser). Ferner wurde beschlossen, die von der I. A. T. A. ausgearbeiteten Richtlinien über den Bau von Handelsflugzeugen zu veröffentlichen. Die nächste Zusammenkunft soll in Rotterdam oder London stattfinden. (Svensk Motortidning, Stockholm, 15. 8. 21.) **21/39. 1.**

Der erste internationale Luftfahrtkongreß wird vom 15.—26. November d. J. in Paris abgehalten. Den Vorsitz wird der frühere französische Unterstaatssekretär für das Luftfahrwesen, Flandin, führen. (L'Aérophile, Paris, 1.—15. August 1921.) **21/39. 3.**

Graadyb-Feuerschiff, welches das Passieren von Flugzeugen meldet, liegt jetzt

50° 20′ 0,2″ N, 8′ 04′ 41″ O.

(Esterretninger for Luftfarende, Nr. 37, Kopenhagen.) **21/39. 9.**

Die Flugpost Hamburg—Bremen—Amsterdam—Rotterdam wurde mit Rücksicht auf die besonderen holländischen Verhältnisse mit dem 1. 10. 21 eingestellt. **21/40. 8.**

Deutschland.

Veränderungen im Flugpostwesen. Eine neue Flugpost Bremen—Münster—Dortmund mit täglichem Hin- und Rückflug und eine solche Riga—Reval mit dreimal wöchentlichem Hin- und Rückflug sind eröffnet worden. Die Strecke Danzig—Königsberg—Memel wird nur dreimal wöchentlichin jeder Richtung geflogen. Die Flugposten Hamburg—Westerland, Bremen—Wangeroog und Kiel—Travemünde—Warnemünde—Saßnitz—Swinemünde sind eingestellt worden. **21/40. 3.**

Statistik der Postflüge des Rumpler-Luftverkehrs auf der Strecke Augsburg—München—Fürth/Nürnberg—Leipzig—Berlin im Monat September 1921.

Flug-Strecke	Anz. d. vorgesehenen Flüge	Planmäßige km	Geflogene km	Durchschnittl. Flugzeit h min	Anz. d. Passagiere	Beförderte Post in kg	Zuverlässigkeit in vH
Berlin Leipzig	30	4500	4050	1 15	12	199	90
Leipzig Berlin	30	4500	4200	1 15	14	28	93,3
Augsburg München Fürth/Nbg.	30	6180	6163	1 50	67	30	99
Fürth/Nbg. Leipzig	30	6840	6156	2 10	26	29	90
Leipzig Fürth/Nbg.	30	6840	6030	2 20	20	150	88
Fürth/Nbg. München Augsburg	30	6180	5678	1 50	74	150	91,9
Insgesamt:		35040	32277		213	586	92

Arabien.

Die Erschließung Arabiens durch Luftfahrzeuge geht ihrer Vollendung entgegen. Bisher machten Luftfahrzeuge einen großen Bogen um die unbekannte arabische Wüste. Durch Einrichtung des Kairo—Bagdadluftverkehrs wurde der persische Golf dem Mittelmeer bedeutend nähergebracht. Die Entfernung beträgt in gerader Linie nur 580 Meilen (etwa 930 km), die Linie geht mitten durch das bisher gemiedene Trans-Jordangebiet und Kasr el Azrak, wo überall Notlandeplätze eingerichtet wurden. Die britischen Luftstreitkräfte haben die Strecke vermessen, sie wurden unterstützt durch den Emir Abdulla, der 45 Meilen östlich von Jerusalem in Amman einen Flugplatz anlegen ließ. Während der Vermessungsarbeiten wurde eine dauernde F. T.-Verbindung zwischen den Fliegern und den zu Lande vorgehenden Meßtrupps unterhalten. Die Bodenbeschaffenheit bot oft erhebliche Schwierigkeiten, häufig waren Wagenspuren die einzigen Anhaltspunkte für die Linienführung. Zurzeit wird die Bodenorganisation auf der ganzen Strecke durchgeführt. Da sich diese auch zur Anlage einer leichten Eisenbahn eignet, hat sie doppelte dauernde wirtschaftliche Bedeutung, namentlich für Ägypten, das sich besondere Vorteile vom Kairo—Bagdadverkehr verspricht. (The Egyptian Gazette, Alexandrien, 24. 8. 21.) **21/39. 12.**

England.

Die Nachtsignalanlage in Croydon ist jetzt beendet. Die Anlage wird von dem Flugdienstleiter von einem Beobachtungsturm aus, der ihm eine Übersicht über den ganzen Platz gestattet, bedient. Mit den entfernt gelegenen Teilen des Platzes ist der Turm telephonisch verbunden. Auf in der Nähe gelegenen Hindernissen (Hecken, Gebäuden usw.) werden beim Landen von Flugzeugen rote Warnungslichter eingeschaltet. Der Strahl des Luftleuchtfeuers ist 30 Meilen (etwa 48 km) weit sichtbar, das dreieckige leuchtende Erkennungszeichen des Flughafens 20 Meilen (etwa 32 km) weit. Auf dem Boden sind verschiedene Reihen von Lichtern angebracht, die je nach der Windrichtung eingeschaltet werden, um landenden Maschinen die Landungsrichtung anzuzeigen. Die Glasdeckel der in den Boden eingelassenen Lampen sind so dick, daß Flugzeuge darüber hinwegrollen können. Die großen F.T.-Masten und der Luftschiffslandemast sind ihrer ganzen Länge nach gut sichtbar durch Lampenreihen beleuchtet. (Times, London, 14. 9. 21.) **21/40. 12.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer“, die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten“ des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Reichskraftstoff. — Auto-Technik, Bd. 10, Nr. 18, 27. August 1921, S. 16 (1½ Sp., o. Abb.). Hn. **21 39. 15.**

Brennstoffe. Gebrauchsanweisung für »Reichskraftstoff. Auto-Technik, Bd. 10, Nr. 18, 27. Aug. 1921, S. 17 (2 Sp., o. Abb.). Hn. **21/39. 16.**

Flugzeugbau. Glossen zum Luftverkehr. Sicherheit beim Flugmotor am wichtigsten. Der wassergekühlte Standmotor ist dem Umlaufmotor unbedingt vorzuziehen. Drachenflugzeug dem Schwingenflugzeug und Hubschrauber überlegen. Berechnung der Abnahme der Luftdichte mit zunehmender Höhe besser an Hand von gemessenen Erfahrungswerten als mit Formeln. — J. V. Berger, Österreichischer Motor. Der Flug, Bd. 8, Nr. 17/18, 11. 17. Sept. 1921, S. 29/31 (4½ Sp., o. Abb.). Hn. **21 39. 18.**

Flugzeugbeschreibung. Avro-»Antarctic«-Zweisitzer-»Baby«-Seeflugzeug für Shackleton-Rowett-Polarexpedition. Flugzeug auf Flüge in Polargegenden zugeschnitten, aus dem Avro-»Baby«-Zweisitzer (20/12. 06 und 21/32. 27) entwickelt, an Stelle des wassergekühlten Motors aber mit einem bei größerer Kälte betriebssicheren Umlaufmotor ausgerüstet. Flugzeug zum Unterbringen auf dem Schiff und zum leichteren Bergen gut zerlegbar. Zweiflüglige Avro-Luftschraube, Flügel mit Stoff behäutet und an den Spitzen mit Stahlblech beschlagen. Flugzeug bereits erfolgreich erprobt.

Motor, Le Rhône	80	PS
Spannweite (Oberflügel)	8,00	m
Flügeltiefe in beiden Flügeln	1,22	m
Ganze Länge	6,85	m
Ganze Höhe	2,93	m
Leergewicht	0,45	t
Nutzlast	0,27	t
Flächenbelastung	42,0	kg/m²
Leistungsbelastung (80 PS)	9,0	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	140	km/h
Steigzeit auf 1,5 km Höhe	15	min

The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 8, 24. Aug. 1921, S. 181/182 (4 Sp., 1 Lichtb., 4 Skizz.). W. **21 39. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Spad-Herbemont S. 30-»Marine«-Schiffsflugzeug. Einstieliger Landdoppeldecker mit Schwimmvorrichtung, kürzlich beim ersten Anwassern auf der Seine mit de Romanet am Steuer überschlagen und zerstört. Gewöhnliche Spad-Herbemont-Tragzelle mit Verspannung, an Stelle des I-Stieles jedoch beiderseits ein A-Stiel. Querruder im Unterflügel, anscheinend entlastet. Seitenruder nicht entlastet und an abgerundete Kielflosse angeschlossen. Robustes Landfahrgestell mit zwei Rädern, dazwischen ein weit vorgebauter, kurzer Mittelschwimmer. Stützschwimmer an den Flügelenden fehlen anscheinend. Sperrholzrumpf. Wahrscheinlich vierflüglige Luftschraube. Flugversuche werden fortgesetzt, sobald ein zweites Flugzeug gleicher Bauart fertiggestellt ist. Zweisitzer.

Motor, Hispano-Suiza	275	PS
Spannweite	10,42	m
Länge	7,75	m
Höhe	2,93	m
Tragfläche	33	m²
Leergewicht	1,00	t
Nutzlast	0,52	t
Fluggewicht	1,52	t
Flächenbelastung	46,0	kg/m²
Leistungsbelastung (275 PS)	5,52	kg/PS
Steigzeit auf 2,0 km Höhe	13	min
Höchstgeschwindigkeit	220	km/h

L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 27, August 1921, S. 338 (½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21 38. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Der Zweimotoren-Verkehrsdoppeldecker Barnhart Twin No. 15 »Wampus-Kat« der C. R. Little-Flugzeugwerke in Pasadena (Kalifornien), konstruiert von Barnhart und Stern, ist ein normaler verspannter Doppeldecker mit seitlich des Rumpfes dicht über dem Unterflügel angeordneten Motoren und zwei Zugschrauben.

Motoren, nicht angegeben; wahrscheinlich zwei Curtiss OX-5-Achtzylinder-V zu je	90	PS
Gesamtleistung	180	PS
Spannweite in beiden Flügeln	15,25	m
Spannweite mit beigeklappten Flügeln	6,70	m
Flügeltiefe oben und unten	1,68	m
Flügelschnitt	RA.F.6A geändert	
Ganze Länge	9,45	m
Ganze Höhe	3,36	m
Flügelfläche einschl. Querruder	45,0	m²
Vier Querruder	3,84	m²
Höhenflosse	3,35	m²
Höhenruder (geteilt)	2,13	m²
Zwei Kielflossen	0,96	m²
Zwei Seitenruder	1,76	m²
Leergewicht (ohne Kühlwasser)	1,18	t
Gesamte Nutzlast	0,64	t
Fluggewicht bei Vollast	1,82	t
Flächenbelastung	40,4	kg/m²
Leistungsbelastung (180 PS)	10,05	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Meereshöhe	rd. 140	km/h
Steigzeit auf 1,07 km Höhe	10	min
Gipfelhöhe	rd. 3	km

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 26, 5. Sept. 1921, S. 615/617 (7 Sp., 4 Lichtb.). W. **21/40. 20.**

Flugzeugbeschreibung. Fokker S-1-Schuleindecker. Hochdecker mit an Stahlrohraufbau über dem Rumpf gelagertem, freitragendem und durchlaufendem Flügel, der über dem Rumpf einen tiefen Sichtausschnitt aufweist. Rumpf mit rechteckigem Querschnitt. Bugkühler. Lehrer und Schüler sitzen nebeneinander. Höhenflosse gegen die Rumpfunterkante verstrebt. Fahrgestell entspricht dem des Fokker F III-Verkehrseindecker, zeigt beiderseits drei Streben. Eine Kielflosse fehlt anscheinend. — Aviation, Bd. 11, Nr. 10, 5. Sept. 1921, S. 285 (1 Lichtb. ohne näh. Angab.). W. **21/40. 21.**

Flugzeugbeschreibung. Das Buscaylet-Wasserlandflugboot, Bauvorschlag eines neuartigen Mehrmotoren-Großverkehrsflugzeuges. Flugzeugprojekt zeigt unverkennbare Anlehnung an bekannte deutsche Flugzeuge und Bauvorschläge neuzeitlicher Art; über Baustoffe und Ausführung ist nichts angegeben. D. Ber.

Motoren, drei zu je 500 PS; Gesamtleistung	1500	PS
Spannweite	41,54	m
Flügeltiefe am Rumpf	9,50	m
Ganze Länge	25,50	m
Ganze Höhe	6,96	m
Abstand der Außenmotoren von der Rumpfmitte	4,00	m
Größte Bootsbreite	4,00	m
Spannweite des Höhenleitwerks	14,20	m
Tragfläche	290	m²
Leergewicht (geschätzt)	6,4	t
Nutzlast (geschätzt)	5,6	t
Fluggewicht	12,0	t
Flächenbelastung	41,5	kg/m²
Leistungsbelastung (1500 PS)	8,0	kg/PS
Geschwindigkeit in Bodennähe	180	km/h
Gipfelhöhe	5,8	km
Größter Flugbereich	5270	km

— Paul Ripert, L'Air, Bd. 3, Nr. 45, 20. Sept. 1921, S. 15/16 (3 Sp., 3 Übersichtsskizz. m. Maßangab.). W. **21/40. 22.**

Flugzeugbeschreibung. Der Hanriot-H. D. 22-Metalleindecker für das »La Coupe-Deutsch«-Rennen besitzt einen vollständig freitragenden Flügel in normaler Anordnung. Flügelgrundriß rechteckig; keine V-Stellung. Flügelschnitt mitteldick mit Keilschneide.

Motor, Hispano-Suiza	320	PS
Spannweite	6,38	m
Länge	5,71	m
Höhe	2,40	m
Tragfläche	7,50	m²
Gewicht (Fluggewicht?)	0,75	t
Flächenbelastung	100	kg/m²
Leistungsbelastung	2,35	kg/PS
Voraussichtliche Geschwindigkeit	350	km/h

— L'Air, Bd. 3, Nr. 45, 20. Sept. 1921, S. 17 (½ Sp., 3 Übersichtskizz. o. Maßangab.). W. **21/40. 23.**

Flugzeugbeschreibung. Der neue Nieuport-Delâge-Renneindecker für das »La Coupe-Deutsch«-Rennen.

Motor, Hispano-Suiza	320 PS
Spannweite	8,0 m
Flügeltiefe	1,50 m
Länge	6,10 m
Höhe	2,0 m
Flügelfläche	10,0 m²
Fahrgestellflügel	1,0 m²
Tragfläche	11,0 m²
Höhenflosse	1,28 m²
Fluggewicht	0,90 t
Flächenbelastung	82 kg/m²
Leistungsbelastung (320 PS)	2,82 kg/PS

— L'Air, Bd. 3, Nr. 45, 20. Sept. 1921, S. 17 (½ Sp., 2 Übersicht-skizz.). W. **21/40. 24.**

Flugzeugfestigkeit. Prüfung eines Holmes aus Sperrholz, der im Betrieb versagt hatte, durch das kanadische Luftamt ergab folgendes: Baustoff Douglas-Tanne. Verbindung durch Tierleim. Die verschiedenen Lagen waren teils beinahe tangential, teils senkrecht zu den Jahresringen geschnitten. Das Holz dehnt sich bei Änderungen der Feuchtigkeit in der Längsrichtung der Fasern praktisch fast gar nicht, senkrecht zu den Jahresringen nur $^3/_5$ des Betrages tangential zu den Ringen. Durch die ungleichmäßige Dehnung war eine Leimfuge aufgeplatzt.

Folgende Richtlinien sind bei Herstellung von Holmen aus verschiedenen Lagen Holz zu beachten: Das Material sollte nach Möglichkeit senkrecht zu den Jahresringen geschnitten werden. Flach und senkrecht geschnittenes Holz darf nicht aufeinander verleimt werden. Alle Lagen müssen vor der Verbindung gleichen Feuchtigkeitsgehalt haben. Der benutzte Leim muß überall gleiches spez. Gewicht haben. Verschiedene Leimarten dürfen nicht an dem gleichen Werkstück verwendet werden. — Technisches Merkblatt Nr. 4 des kanadischen Luftamtes, Aviation, Bd. 11, Nr. 4, 25. Juli 1921, S. 106 (1⅓ Sp., 1 Abb.). Hn. **21/39. 26.**

Flugzeugteile. Doppelsteuerung für Verkehrsflugzeuge wird im allgemeinen für überflüssig gehalten. In Deutschland verzichtet man bei ständigen Strecken sogar auf den Orter. Von zweimotorigen Verkehrsflugzeugen hat Vickers-Vimy Doppelsteuerung, nicht Farman-Goliath und Handley-Page, von einmotorigen nur Fokker F II und in vorbildlicher Form Bristol-Napier-Lion, der gute Sicht nach vorn hat.

Durch einen Ersatzsteuermann wird die Rentabilität vermindert, aber das Vertrauen des Publikums gesteigert, ferner der Dienst des Fliegers angenehmer gestaltet und die tägliche Flugstrecke erhöht. Der jeweils freie Flieger kann die FT bedienen.

Die Luftverkehrsgesellschaften sollten die Führerausbildung selbst in die Hand nehmen: nach dem Besuch einer technischen Mittelschule je ½ Jahr Motorenwerkstatt und Flugzeugwerft, Unterricht in der FT und im Fliegen, Verwendung zuerst als zweiter Steuermann. — A. Plesman, Het Vliegveld, Bd. 5, Nr. 19, 10. Sept. 1921, S. 265/266 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/40. 25.**

Flugzeugteile. Der neue Dayton-Wright-Tragflügel ändert sein Profil durch Verdicken der hinteren Druckseite. Saugseite bleibt unverändert. — Flight, Bd. 13, Nr. 32, 11. Aug. 1921, S. 547 (¼ Sp., o. Abb.). Hn. **21/40. 26.**

Lichtbildwesen. Luftbild-Landesaufnahme, schwierig wegen der Schwankungen des Flugzeuges, aber ebenso genau wie andere photogrammetrische Verfahren und für unzugängliche Gegenden ausreichend. Auf den ersten zwei oder drei Bildern einer Reihe sind einige Erdpunkte einzumessen. Zum Auswerten empfiehlt sich folgendes, zeichnerisch wie rechnerisch durchführbare, von Höhe und Neigung des Flugzeugs unabhängige Verfahren: aus der Lage des Plattenmittelpunktes, die sich aus der Lage dreier Bildpunkte auf einer Geraden und der zugehörigen Erdpunkte ergibt, in zwei verschiedenen Augenblicken folgt die Lage eines Raumpunktes, der auf beiden Bildern enthalten ist (vgl. dazu 21/36. 43). — Italo Persegnani, L'Aeronautica, Bd. 4, April 1921, S. 78/82 (9 Sp., 9 Skizz., Anhang mit Formeln). E. **21/39. 28.**

Luftschrauben. Luftschraubenversuche der Versuchsanstalt zu Auteuil. (Études sur l'hélice aérienne faites au Laboratoire d'Auteuil von G. Eiffel. Verlag Librairie Aéronautique, E. Chirron, Paris, Rue de Seine 40.) — P. James, L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 15 u. 16, 1./15. August 1921, S. 231, 10 Sp., 10 Abb.). Hn. **21/39. 30.**

Materialkunde. Erfahrungen mit Elektron. — Hanszel, Zeitschrift für Metallkunde, Mai und Juni 1921, ber. in Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 65, Nr. 35, 27. August 1921, S. 925 (1 Sp., o. Abb.). Hn. **21/39. 31.**

Materialkunde. Die Erzeugung der leichten Gase für die Luftfahrt war gegen Ende des Krieges durch Gewinnung des Helium im großen nach den Verfahren von Linde, Claude und Norton (die nach einer geschichtlichen Einleitung ausführlich beschrieben werden, vgl. ZFM 1920, S. 305) in »ein neues Zeitalter« getreten.

Für die Erzeugung von Wasserstoff ist das Ferrosiliziums-Verfahren, weil zu teuer, im Frieden nicht verwendbar. In Deutschland hat man Wasserstoff erzeugt durch Zusammenbringen von Wasserdämpfen mit glühendem Eisen (Lane und Dellwick-Fleischer). 1912 hat Messerschmidt das Verfahren durch Zusammenfassen in einem Apparat verbessert, später die »BAMAG« durch zweckmäßige Anordnung (vgl. 21/35. 15). In Italien könnten Brennstoff und Kosten gespart werden durch Ausnutzen der Bodenausströmungen von Wasserdampf. Aus der neuzeitlichen Anschauung über den Bau des Atomes — positiver, sehr kleiner Kern mit umkreisenden Elektronen in verschiedenen Bahnen — folgt die Möglichkeit, den Atomzerfall künstlich zu beeinflussen. In der Tat ist es Rutherford vor kurzem gelungen, Stickstoff durch Kathodenstrahlen in Helium und Wasserstoff zu zerlegen. Das eröffnet große Aussichten für die Zukunft der Luftfahrt. — Gino Gallo, L'Aeronautica, Bd. 4, Nr. 3, März 1921, S. 43/54 (23 Sp., 3 Lichtb., 7 Skizz. der Helium- bzw. Wasserstoffanlagen usw., 6 Zahltaf.). E. **21/39. 32.**

Meßgeräte. Eine Größtdruckanzeigevorrichtung und ein Schnelläuferindikator werden von der American Instrument Co., Washington, D. C., hergestellt. Der erstere ist ein Nadelventil, das, sobald der Druck nachläßt, schließt.

Der Schnelläuferindikator besteht aus drei Teilen:

1. Ein Gefäß mit meß- und einstellbarem Gasdruck sowie einer Anzeigevorrichtung mit Membran, die Gleichheit oder Ungleichheit des Druckes im Zylinder mit dem im Gefäß elektrisch anzeigt.

2. Eine Einstellvorrichtung, die, mit einem umlaufenden Motorteil verbunden, bei einem bestimmten Winkel der Kurbelwelle den Stromkreis schließt und die Anzeigevorrichtung betätigt.

3. Elektrisches Zubehör und Preßgasflasche sowie ein Unterdruckbehälter. — Aviation, Bd. 11, Nr. 5, 1. August 1921, S. 142 (½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/39. 33.**

Meßgeräte. Der Indikatormanograph O. S. A. — Allgemeine Automobil-Zeitung, Bd. 22, Nr. 36, 3. Sept. 1921, S. 42/43 (2¼ Sp., o. Abb.). Hn. **21/39. 34.**

Meßgeräte. Die instrumentelle Unterstützung des Fliegens. — H. Boykow, Zeitschrift für technische Physik, Bd. 2, Nr. 9 (Sept.) 1921, S. 238/244 (12½ Sp., 9 Lichtb., 2 Skizz. von Luftfahrtmeßgeräten). E. **21/40. 30.**

Meßgeräte. Bemerkungen über den Flugzeugschall, die das von Waetzmann entworfene Bild vervollständigen sollen. — L. Prandtl, Zeitschrift für technische Physik, Bd. 2, Nr. 9 (Sept.) 1921, S. 244/245 (2 Sp., o. Abb.). E. **21/40. 31.**

Motorbeschreibung. Der 300 PS-Fiatmotor Muster A-12. Aufbau ähnlich wie der 260 PS-Mercedes. Leichtigkeit zugunsten der Betriebssicherheit geopfert. Die meisten Teile sind nach amerikanischen Anschauungen zu schwer. Herstellung in allen Teilen einfach. Die Leistung auf der Bremse war befriedigend, der Brennstoffverbrauch zu hoch und der Ölverbrauch übermäßig. Mittlerer Kolbendruck zu niedrig. Leichter Einbau ins Flugzeug. Hilfsapparate leicht zugänglich.

6 Zylinder in Reihe. Wasserkühlung. Kurbelgehäuse aus Aluminiumlegierung mit wagrechter Trennfuge und vier mit je drei Rippen versehenen Aufhängebratzen auf jeder Seite. Kurbelwelle siebenmal in Bronzelager mit Weißmetallfutter gelagert. Schubstangen mit I-Querschnitt und durchbohrten Stegen. Nockenwelle in Bronzegehäuse oben auf den Zylindern. Antrieb durch eine vertikale Welle. Wasser- und Ölpumpe auf deren unterem Teil. 4 Ventile je Zylinder, um 15° geneigt. Eine Umlauf- und eine Absaugölpumpe. Vergaser ungewöhnlich groß und mit Wasser bespült. 4 Hauptbenzin- und Luftdüsen. Zwei Dixie-Zündapparate, deren Zündverstellhebel so mit dem Vergaser verbunden ist, daß Vollgas nur bei ausreichender Vorzündung gegeben werden kann. Drehzählerantrieb am hinteren Ende der Nockenwelle. Für Drossel und Zündapparat nur ein Hebel zum Führersitz. Abmessungen:

Bohrung	160 mm
Hub	180 »
Verdichtungsverhältnis	4,67 : 1

Ventilzeiten:	gemessen	entworfen	
Einlaß			
öffnet	7°	10°	vor dem oberen Totpunkt
schließt	63°	50°	hinter dem unteren Totpunkt
Auslaß			
öffnet	40°	45°	vor dem unteren Totpunkt
schließt	21°	15°	hinter dem oberen Totpunkt.

— Teil eines Berichtes der Motorenabteilung von McCook Field, Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 18, 11. Juli 1921, S. 415/416 (4½ Sp., 4 Lichtb.). Hn. **21/39. 37.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

21. Heft 15. November 1921 12. Jahrgang

Das Segelflugzeug

der akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Hannover.

Von W. Blume, Hannover.

Das Segelflugzeug der akademischen Fliegergruppe wurde nach dem Entwurf des Dr.-Ing. G. Madelung und unter seiner Leitung von den Studierenden der Technischen Hochschule Hannover, Herren W. Blume, Hentzen, Martens, als Studienarbeit konstruiert. Sie wurden dabei von den Herren Prof. Dr.-Ing. A. Pröll und Dipl.-Ing. H. Dorner, Chefingenieur der »Hawa« mit fachtechnischem Rat und Anregungen unterstützt. Die aerodynamischen Leistungen und die Stabilität wurden in der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen geprüft (s. Abb. 8 und 9). Die Ausrüstung des Flugzeuges mit Luftreifen und Luftfederkissen wurde von der Continental Coutschouc- und Guttapercha Comp., Hannover, ausgeführt und zur Verfügung gestellt.

Beim Entwurf und der Konstruktion wurde von folgenden Leitsätzen ausgegangen:

1. In aerodynamischer Hinsicht wurde das Flugzeug auf geringste Sinkgeschwindigkeit gezüchtet. Durch die Wahl eines sehr günstigen Seitenverhältnisses, ferner eines bei hohen Auftriebswerten besonders günstigen Profils, durch Vermeidung von Nebenwiderständen und schließlich durch eine besonders günstige Rumpfanordnung wurde eine Gleitzahl 1:16 und ein Wert $\frac{c_a^3}{c_w^2} = 300$ erzielt.

2. Als statische Anforderungen wurde Starrheit und Widerstandsfähigkeit gegenüber sehr verschiedenen Belastungszuständen gestellt.

3. Für die Ausführung wurde größte Einfachheit des Aufbaues und

4. für den Betrieb Zerlegbarkeit in handliche Einzelteile und einfachste Montage gefordert.

Die Form und die Größenverhältnisse des Flugzeugs sind in der Zusammenstellungszeichnung (Abb. 1) und in den Abb. 2 und 3 wiedergegeben.

Der freitragende Flügel hat bei einer Spannweite von 12,6 m in der Mitte eine Flügeltiefe von 1,45 m, die nach den Flügelenden hin auf 0,75 m abnimmt. Die Tragfläche beträgt somit 16 m² und das mittlere Seitenverhältnis 1:10. Aus oben benannten praktischen Gründen wurde der Flügel dreiteilig ausgeführt. Das Mittelstück ist mit gleichbleibendem Profil durchgeführt, wobei der Anstellwinkel zur Rumpfoberkante 0° beträgt. Die Dicke des Mittelflügels ist 25 cm. In den Endstücken verringert sich der Anstellwinkel, während gleichzeitig die Dicke des Profils abnimmt.

Der Aufbau des Flügels weicht von der üblichen zweiholmigen Bauart ab. Der Hauptholm ist ein in der Druckmittellinie liegender I-Träger mit besonders verstärktem Druckgurt und normalem Gittersteg. Die Dimensionierung dieses Trägers geschah mit Rücksicht auf die beim Umkippen des Flugzeuges an den Flügelspitzen auftretenden Landungsstöße. Der Holm erhielt dadurch Sicherheiten, die überall das Fünffache überschreiten und zum Teil über das Zehnfache hinausgehen. Durch günstige Ausbildung der Holmgurte besonders gelang es trotzdem, das Gewicht auf ein Minimum zu beschränken. In Verbindung mit diesem Holm wurde das vordere Drittel des Flügels durch Anordnung einer Sperrholzhaut als torsionsfeste Röhre ausgebildet, die für den Fall C an allen Stellen mindestens 2,5fache Sicherheit besitzt und für den Fall A noch zusätzlich zum I-Träger die Sicherheit erhöht. Durch diese Ausführung wurde eine außerordentliche Starrheit und Widerstandsfähigkeit des Flügels zugleich mit einer sehr glatten und festen Anlaufseite erzielt und damit eine gute Erhaltung des Profils verbürgt.

Abb. 1. Segler der akademischen Fliegergruppe an der Technischen Hochschule Hannover. Maßstab 1 : 10.

Die Haupttragrippen sind 0,5 m voneinander entfernt. Es sind normale Tragrippen, von denen jede 40 kg gemäß der Belastung durch auftretende Luftkräfte ohne Bruch auszuhalten imstande ist. Durch günstigere Materialausnutzung gelang es auch hier, das Gewicht auf ein Mindestmaß herabzubringen. Entsprechend der Verteilung der Flügelbeanspruchung wurden im Vorderteil zwischen den Hauptrippen ein oder mehrere erleichterte Hilfsrippen angeordnet, die

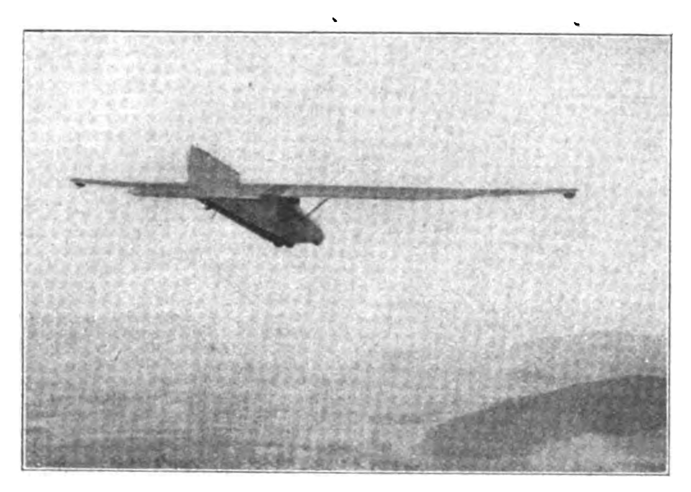


Abb. 2. Das Segelflugzeug kurz nach dem Start.

teilweise auch nach hinten durchgeführt sind, um den gewünschten Verlauf der Saugseite zu verwirklichen. Der nicht mit Holzhaut versehene Teil des Flügels wurde in normaler Weise mit leichtem, festem Stoff bespannt.

Der Flügel ist in drei Punkten auf dem Rumpf gelagert. Der vordere Hauptbeschlag faßt in Rumpf- und Flügelmitte den Flügel-I-Träger und den Hauptrumpfspant und verbindet durch einen in der Flugrichtung liegenden Bolzen beide Teile. Fernerhin ist der Flügel an den hinteren Enden zweier verstärkter Rippen mit zwei vertikalen Rumpfstreben verbunden. Die verstärkten Rippen fassen den drehfesten Vorderflügel und liegen auf dem oberen Längsholm des Rumpfes auf. Die Verbindung geschieht durch je einen quer zur Flugrichtung liegenden Bolzen. Die Bolzen sind durch Klappen leicht zugänglich, so daß eine sehr schnelle Montage gewährleistet ist. Die Beschläge sind beträchtlich überdimensioniert und außerdem so durchgebildet, daß nach Lösen der Bolzen der

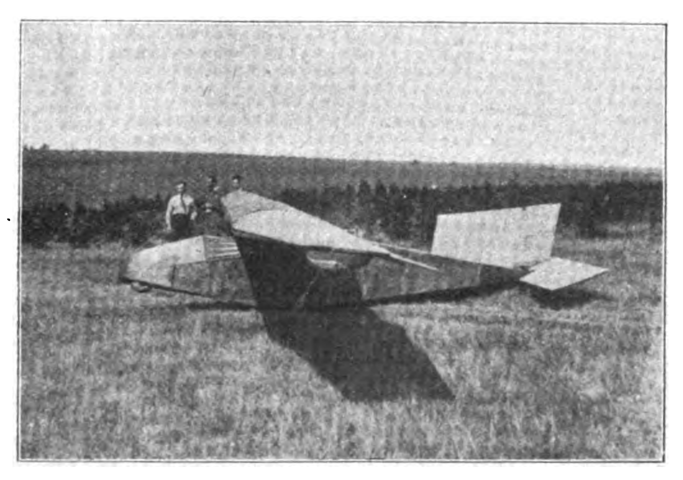


Abb. 3. Seitenansicht.

Flügel auf einer Basis von 20 cm nach vorn und hinten verschoben werden kann. Nach Einbringen der Bolzen ist der Flügel sofort wieder fest. Es ist dadurch ein genauer Gewichtsausgleich möglich. Es können z. B. kurz nacheinander Führer mit weit auseinanderliegenden Körpergewichten fliegen, ohne daß Störungen in der Längslage auftreten, die sonst nur durch Hilfsgewichte oder schädliche Steuerausschläge zu beseitigen sind. Die Ausbildung der Beschläge gestattet dem Flügel ferner ein zwangloses Arbeiten, so daß ein Lösen der Verbände nicht zu befürchten ist. Um jedoch auch bei starkem Aufstoßen der Flügelspitzen und seitlichen Schiebelandungen eine Überbeanspruchung der auf schmaler Basis liegenden Anschlüsse zu vermeiden, wurde der Flügel durch je eine kurze, starke Strebe abgefangen, die Flügelholm und Rumpfhauptspant verbindet.

Bei dem Entwurf der Anschlüsse des Flügelendstückes mit dem Mittelteil wurde besonders darauf Wert gelegt, eine

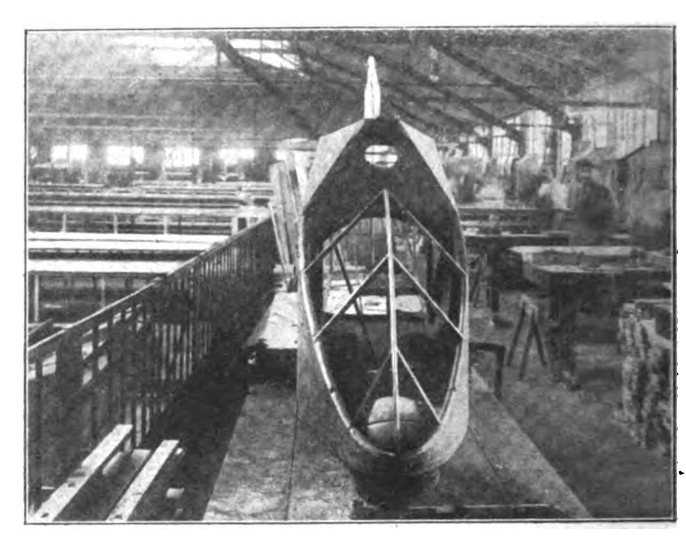


Abb. 4. Der Rumpf im Bau. Im Innern sind die Rollenbälle sichtbar.

durchaus sichere Verbindung bei starken Landungsstößen und steilen Sturzflügen zu gewährleisten. Die Lösung dieser Forderungen geschah in der Weise, daß die in den obigen Fällen auftretenden Kräfte mit Hilfe besonderer Endrippen aus dem Röhrenholm nach drei Punkten, nämlich zu den beiden Gurten des I-Trägers und dem Nasenholm abgeleitet wurden. Gurte und Steg des I-Trägers wurden durch einen Beschlag zusammengefaßt, der die Biegungsbeanspruchungen und Querkräfte an je einen in Höhe der Gurte des Holmes liegenden Bolzen abgibt. Ein zweiter Beschlag mit einem Bolzen am Nasenholm überträgt den Stirndruck und im Verein mit dem Haupthomlbeschlag die Torsionskräfte. Alle drei Bolzen sind leicht lösbar und durch Klappen zugänglich, so daß das Abnehmen der Endstücke in wenigen Minuten erfolgen kann. Es ist damit nicht nur eine bequeme Unterbringung ermöglicht, sondern

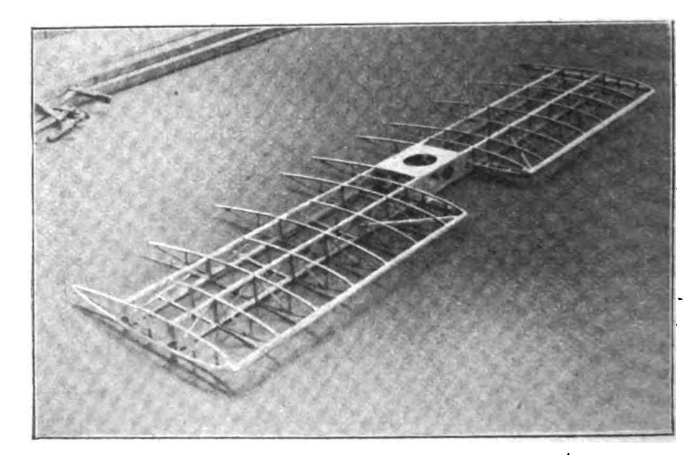


Abb. 5. Das Gerippe des Höhenruders.

die Reparaturfähigkeit in hohem Maße vermehrt, da die Flügelenden, die erfahrungsgemäß bei Brüchen am ehesten leiden, leicht ausgebaut oder ersetzt werden können.

Die Querruderanlage besteht aus normalen Klappen von je 0,82 m² Fläche, die durch Seilzüge betätigt werden.

Hinzuzufügen ist noch, daß der ganze Flügel, im besonderen der Hauptholm, so versteift ist, daß er erhebliche Beanspruchungen nach Fall D aufnehmen kann.



Der Entwurf des Rumpfes (Abb. 4) geschah ebenfalls nach den anfangs erwähnten Leitsätzen, besonderer Wert wurde jedoch auf Festigkeit, Einfachheit des Aufbaues und gute Sicht für den Führer gelegt. Die Forderung höchster und ungehinderter Sichtmöglichkeit und aerodynamische Gründe bestimmten die Formgebung der Rumpfspitze und die Anordnung des Führersitzes und Rumpfes unter dem Flügel. Der Schwanz wurde zur Erreichung großer Anstellwinkel für Start und Landung entsprechend hochgezogen.

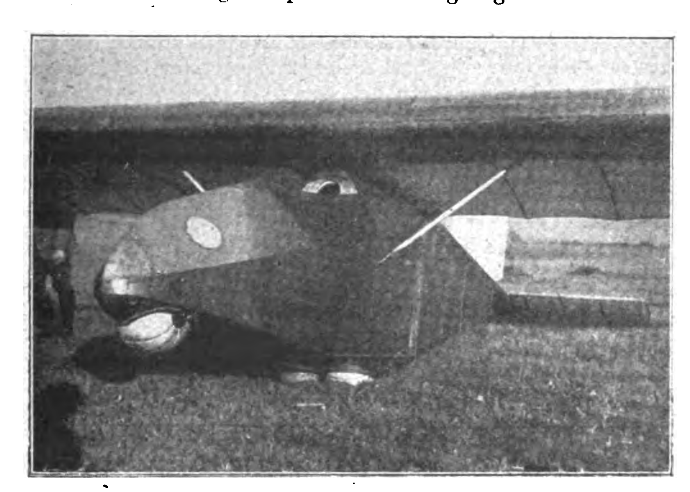


Abb. 6. Rumpfspitze und Fahrgestell.

Um den Führer auch bei schweren Stürzen hinreichend zu schützen, wurde das Rumpfvorderteil ganz besonders fest ausgebildet. Es besteht in der Hauptsache aus zwei starken Eschenbügeln, die von der Spitze zum Rumpfhauptspant reichen und den Führersitz vollkommen einschließen. Die Bügel bilden in Verbindung mit zwei Querspanten das Gerippe des Vorderteils. Es ist völlig mit Sperrholz bekleidet, wobei die Bodenhaut zum Schutze gegen Steingeröll sehr

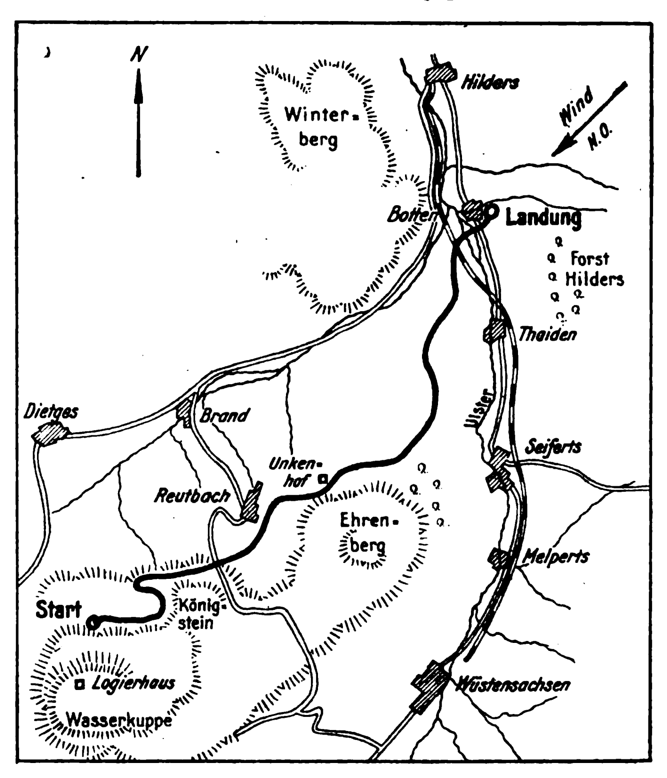
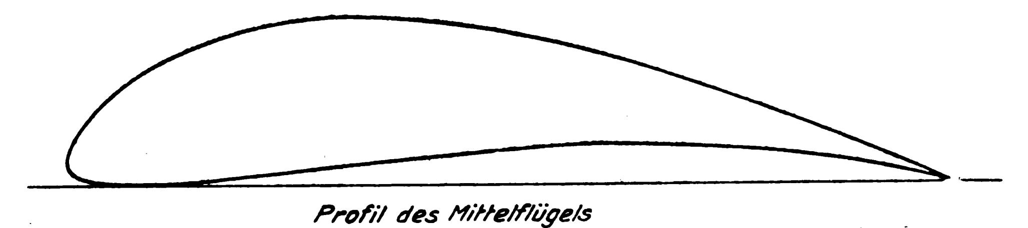


Abb. 7. Zurückgelegte Strecke mit dem Eindecker der Technischen Hochschule Hannover am 5. September 1921.

Führer:	Flugzeit:	Entfernung:	Höhendifferenz:
Martens.	15 min 40 s.	7500 m (Luftlinie).	400 m.



Profil des Mittelflügels

Abb. 8.

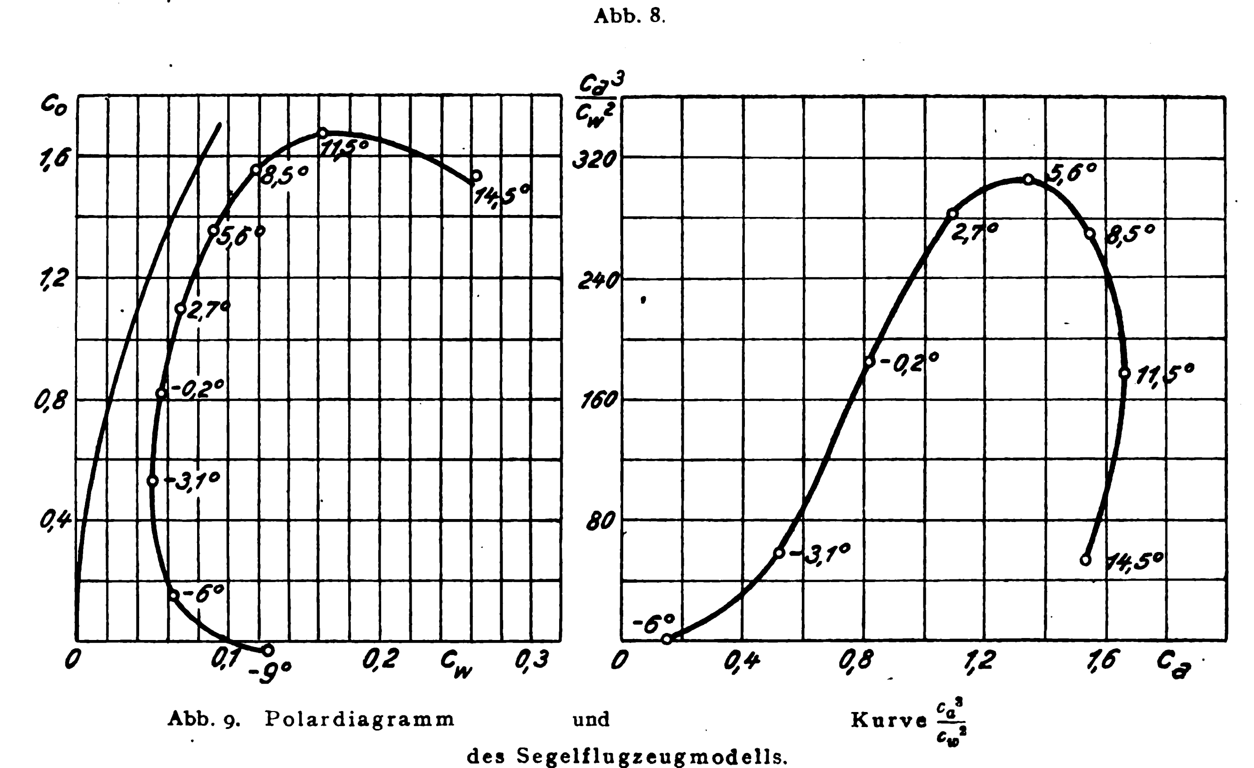


Abb. 9. Polardiagramm und Kurve $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ des Segelflugzeugmodells.



stark ausgeführt wurde. Der Schwanz ist vierkantig und als normale Fachwerkkonstruktion durchgebildet. Die Seitenwände sind wieder mit Sperrholz belegt, Ober- und Unterseite mit leichtem Stoff bespannt. Es gelang auf diese Weise, einen außerordentlich festen und widerstandsfähigen Rumpf zu schaffen, der trotzdem mit einem Gewicht von ca. 25 kg sehr leicht ist.

Der Schwanz läuft in eine horizontale Schneide aus, an der das ungedämpfte Höhenruder (Abb. 5) angesetzt ist. Es hat eine Fläche von 1,875 m^2 und wird mit Hilfe einer Stoßstange betätigt. Die Drehachse ist so gewählt, daß sie in der Druckmittellinie liegt und die Stoßstange nur geringe Kräfte zu übertragen hat. Das gedämpfte Seitenruder liegt über dem Rumpf. Es hat 0,48 m^2 und die Seitenflosse 0,8 m^2 Fläche. Die Betätigung der Steuerung geschieht hier mittels Seilzügen, die, wie auch die Stoßstange, völlig im Rumpf liegen. Beide Ruder sind schnell abnehmbar. Die Anordnung der Steuerorgane im Führersitz ist die bisher bewährte mittelst Knüppel und Fußhebel.

Beim Entwurf des Laufgestells wurde von den üblichen Gleitkufenausführungen völlig abgegangen, da sie große Start- und Luftwiderstände verursachen und bei Schiebelandungen sehr unvorteilhaft sind. Diese Nachteile führten zur Wahl eines Fahrgestelles, bei dem die Streben fortgelassen und die Räder durch Bälle (Abb. 6) ersetzt sind. Die Achsen dieser Rollbälle liegen leicht zugänglich im Rumpf und können mit den Bällen leicht ausgewechselt werden. Aus dem Rumpf steht nur die Unterseite der Bälle hervor. Sie bieten so der Luft kaum nennenswerten Widerstand und ermöglichen einen leichten Start. Ferner kann das Flugzeug durch ihre runde Form bei Seitenwindanlagen leicht seitlich rutschen, ohne daß gefährliche Beanspruchungen auftreten. Die Lösung der Laufgestellfrage stellt sich somit als eine sehr günstige dar, um so mehr, als auch gleichzeitig eine pneumatische Federung erreicht ist. Von den drei Bällen ist einer an der Spitze als Stoßrad angebracht, während die beiden anderen ungefähr unter dem Schwerpunkt des Flugzeugs liegen. Ein Teil der Gesichtspunkte, die die Ausbildung des Fahrgestells beeinflußten, führten zur Anbringung zweier mit Luftkissen versehener, in Stromlinienform ausgebildeter Lederpolster unter den Flügelspitzen.

Die Leistungen, die von den Erbauern von dem Flugzeug erwartet wurden, sind bei den Flügen beim Rhön-Segelflugwettbewerb 1921 durchaus erfüllt worden. Soweit es nicht schon von anderer, berufener Seite geschehen ist, soll später eingehend über die Erfahrungen berichtet werden (Abb. 7).

Über den Einfluß der Flügelabmessungen auf die Fluggeschwindigkeit.

Von E. Lupberger.

Bald nachdem es gelungen war, brauchbare Flugzeuge zu schaffen, setzten die Bestrebungen ein, deren Leistungsfähigkeit zu steigern. Einerseits geschah dies durch Einbau immer stärkerer Motoren, deren Einheitsgewicht dabei immer niedriger gehalten werden konnte, andererseits durch Veredelung der Flugzeugkonstruktionen sowohl im Hinblick auf deren Gewicht, als auch in bezug auf tunlichste Vermeidung von Flugwiderständen.

In neuerer Zeit sind Erfolge auf diesem Gebiet spärlicher geworden. Das Einheitsgewicht der gegenwärtigen Motoren ist mit Rücksicht auf deren Betriebssicherheit kaum mehr wesentlich herabzusetzen. Vervollkommte Berechnungsmethoden und gründliche Materialkenntnisse erlauben, das Leergewicht der Flugzeuge auf ein Mindestmaß zu beschränken, und auch die Flugwiderstände sind durch günstige Formgebung und tunlichste Verringerung der dem Winde ausgesetzten Querschnitte auf ein gewisses Minimum gebracht worden.

Die Flugzeugbauer empfanden die Schranke, die ihren Bestrebungen auf immer weitere Steigerung der Leistungsfähigkeit ihrer Konstruktionen entgegenstand, und so groß auch die Scheu der erfahrenen Leute vor komplizierten Neuerungen war, die neue Quellen von Störungen ahnen ließen, so schien es doch ohne wesentliche Änderungen auf einem Gebiet, das man eben erst einigermaßen beherrschen gelernt hatte, nicht abgehen zu wollen.

Vor allem waren es die Tragflächen, die als wichtigstes Flugorgan am meisten Gewinn erhoffen ließen und die denn auch neuerdings zum Gegenstand besonderer Aufmerksamkeit geworden sind. Ein gemeinsames Merkmal der dabei ins Auge gefaßten Ziele ist die Vergrößerung der Spanne zwischen Flug- und Lande- bzw. Startgeschwindigkeit. Die zu diesem Zwecke ersonnenen Flügelkonstruktionen erlauben entweder die Flächenabmessungen zu verändern oder aber stärker voneinander verschiedene Auftriebsbeiwerte auszunutzen, als dies bisher möglich war. Zu den Ausführungen erster Art gehören die zusammenschiebbaren Flügel, wie sie z. B. das Gastambide-Levarasseur Flugzeug zeigt, zu den letzteren gehören die Flügel mit veränderlicher Wölbung und neuerdings der Lachmann-Flügel mit verschließbaren Schlitzen längs der Spannweite, der anscheinend gleichzeitig von Handley-Page erfunden worden ist.

Die Erwartungen, die an derartige Konstruktionen geknüpft werden, lassen es zweckmäßig erscheinen, den Einfluß der Flügelabmessungen auf die Fluggeschwindigkeit einmal in einem größeren Bereich zu untersuchen. Der Einfachheit halber werden die Betrachtungen auf Eindecker beschränkt, die ja ohnehin in Deutschland zum herrschenden Typ geworden sind.

Wir schreiben zunächst die Widerstandsgleichung so an, daß der Gesamtwiderstand als Summe des schädlichen Widerstandes, des Profilwiderstandes der Tragfläche und des Randwiderstandes erscheint:

$$W = \frac{75\,N\,\eta}{v} = (f\,\zeta_s + F\,\zeta_p + F\,\zeta_r)\,v^2\,\frac{\gamma}{g} \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Hierin bedeutet f die schädliche Stirnwiderstandsfläche, ζ_s deren Widerstandsbeiwert. F ist die Tragfläche, ζ_p der Beiwert des Profilwiderstandes, ζ_r jener des Randwiderstandes.

Berücksichtigt man, daß

$$\zeta_r = \frac{2\,\zeta_a^2}{\pi} \cdot \frac{t}{b},$$

worin

$$\zeta_a = \frac{Q}{F} \cdot \frac{g}{\gamma} \cdot \frac{1}{v^2}$$

zu setzen ist, so ergibt sich

$$F \cdot \zeta_r = \frac{2\,Q^2}{\pi\,b^2} \cdot \left(\frac{g}{\gamma}\right)^2 \cdot \frac{1}{v^4}.$$

Dieser Wert in Gleichung (1) eingesetzt ergibt geordnet:

$$v^4\,(f\,\zeta_s + F\,\zeta_p) - v\left(75\,N\,\eta\,\frac{g}{\gamma}\right) + \frac{2\,Q^2}{\pi\,b^2}\left(\frac{g}{\gamma}\right)^2 = 0. \quad . \quad (2)$$

Die Gleichung ist in dieser Form ziemlich undurchsichtig. Immerhin erkennt man nebenbei, daß der übliche Ansatz $v = c \cdot \sqrt[3]{N}$ nur einen Näherungswert darstellen kann, welcher der Wirklichkeit um so näher kommt, je größer die Spannweite und je geringer die Flächen- und Leistungsbelastung ist. Gleichung (2) nimmt dann die Form an:

$$v \sim \sqrt[3]{\frac{75\,N\,\eta \cdot \frac{g}{\gamma}}{f\,\zeta_s + F\,\zeta_p}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Die Werte, die sich aus dieser Näherungsgleichung ergeben, sind bei den heutigen Flugzeugen um etwa 2 bis 4 vH zu hoch.

Zu interessanteren Ergebnissen gelangt man indessen, wenn man in Gleichung (2) im dritten Glied $b^2 = \lambda \cdot F$ einsetzt, wobei λ das Seitenverhältnis der Tragfläche bedeutet und die Gleichung dann nach F auflöst:

$$F = \frac{1}{2\,\zeta_p} \cdot \left(\frac{75\,N\,\eta\,\frac{g}{\gamma}}{v^3} - f\,\zeta_s\right) \pm$$

$$\pm \sqrt{\frac{1}{4\,\zeta_p^2} \cdot \left(\frac{75\,N\,\eta\,\frac{g}{\gamma}}{v} - f\,\zeta_s\right)^2 - \frac{2\,Q^2}{\pi\,\lambda}\left(\frac{g}{\gamma}\right)^2 \frac{1}{v^4\,\zeta_p}} \quad . \quad (4)$$

Nimmt man an, es handle sich um ein gegebenes Flugzeug, aber mit veränderlichen Flächenabmessungen in einer gegebenen Luftdichte fliegend, so hat Gleichung (4) die Form

$$F = \left(\frac{C_1}{v^3} - C_2\right) \pm \sqrt{\left(\frac{C_1}{v^3} - C_2\right)^2 - \frac{C_3}{\lambda\, v^4}}, \quad . \quad . \quad (5)$$

wobei die C, wie später festzustellen sein wird, als praktisch konstant angesehen werden können. Man erkennt, daß in der Regel die Gleichung zwei Werte von F für jeden Wert von v ergibt, ausgenommen jenen, für welchen der Wurzelausdruck verschwindet. Für diesen Fall ergibt sich:

$$F_1 = \frac{C_1}{v^3} - C_2. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Das zugehörige Seitenverhältnis berechnet sich aus dem Ausdruck unter der Wurzel zu:

$$\lambda_1 = \frac{C_3}{F_1^2\, v^4}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Aus dem Aufbau des Ausdrucks unter der Wurzel folgt, daß dies die Fläche und ihr Seitenverhältnis ist, für welche die Geschwindigkeit v ein Maximum wird. Bei größeren v könnte der Wurzelausdruck keine reellen Werte mehr ergeben.

Indem wir nun auf Gleichung (4) zurückgehen, können wir endgültig schreiben:

$$v_{\max} = \sqrt[3]{\frac{75\, N\, \eta\, \frac{g}{\gamma}}{2\, F\, \zeta_p + f\, \zeta_s}}. \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

$$\lambda_{v\,\max} = \frac{2\, Q^2}{F\, v^4_{\max} \cdot \pi \cdot \zeta_p} \cdot \left(\frac{g}{\gamma}\right)^2. \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Als wesentliches Ergebnis dieser Betrachtungen kann man also feststellen, daß zu jeder Flächenbelastung eines sonst gegebenen Flugzeugs ein ganz bestimmtes Seitenverhältnis der Tragfläche gehört, für welches die Fluggeschwindigkeit ein Maximum wird. Umgekehrt kann man auch sagen, und trifft den Kern der Sache damit besser, daß es für ein gegebenes Flugzeug mit gegebenem Seitenverhältnis der Flügel eine ganz bestimmte Flächenbelastung gibt, über die hinauszugehen keinen Sinn hat, weil die Fluggeschwindigkeit nur für diese Fläche am größten wird. Der Verlust an Randwiderstand wird eben von diesem Punkte ab größer, wie der Gewinn an Profilwiderstand.

Um ein Urteil über die in Frage kommenden Verhältnisse zu gewinnen, gehen wir zu einem Zahlenbeispiel über. Wir wählen einen modernen, in bezug auf Luftwiderstand sorgfältig konstruierten Schirmeindecker. Sein Gewicht betrage 1700 kg. Der Rumpf sei so breit, daß 2 Personen nebeneinander sitzen können, sei aber günstiger geformt, wie die üblichen kantigen Ausführungen. Damit können wir etwa $f \cdot \zeta_s = 0{,}6$ ansetzen. Ferner kann für gute Profile $\zeta_p = 0{,}005$ angenommen werden. Den Propellerwirkungsgrad nehmen wir konstant zu $\eta = 0{,}75$ an und lassen das Flugzeug in der Nähe des Erdbodens, also bei $\frac{g}{\gamma} = 8$ fliegen. Dieses Flugzeug statten wir nacheinander mit Motoren von 120—160—200—240 PS aus. Was die Abmessungen der Tragflächen betrifft, so dürfte ein Seitenverhältnis $\lambda = 10$ schon schwer zu konstruieren sein, und wir wählen somit die Zahl als obere Grenze. Als untere Grenze setzen wir $\lambda = 3$, was etwa den Verhältnissen eines Schmetterlings entspricht.

Diese Zahlen sind den beigefügten Kurventafeln zugrunde gelegt. Abb. 1 gibt die Darstellung der Gleichungen (8) und (9), also für jede Flächenbelastung die damit erreichbare Maximalgeschwindigkeit, sowie das zugehörige Seitenverhältnis (gestrichelte Kurven). Abb. 2 ist nach Gleichung (2) berechnet und gibt den Zusammenhang von Fluggeschwindigkeit und Flächenbelastung bei verschiedenen Motorleistungen und Seitenverhältnissen der Flügel.

Die ζ_a, die dabei in Betracht kommen, schwanken zwischen den Werten 0,1 bis 0,5, innerhalb welcher Grenzen voraussetzungsgemäß $\zeta_p = 0{,}005 =$ const. sein müßte. Eine Betrachtung der Polaren guter Profile z. B. in den T. B. zeigt, daß die Schwankungen der ζ_p in dem angegebenen Bereich der ζ_a etwa $\pm$ 10 vH des mittleren Wertes nicht überschreiten. Das bedeutet aber eine Ungenauigkeit der Geschwindigkeitsberechnung von nur etwa $\pm$ 1 vH. Ein ähnlicher Wert ergibt sich für die Änderung der Geschwindigkeit, die von der Änderung der Propellerwirkungsgrade herrührt. Nimmt man einen Propellerdurchmesser von 3 m an, so schwanken die theoretischen Höchst-Wirkungsgrade bei den vorkommenden Schraubenkreisbelastungen und den zugehörigen Fluggeschwindigkeiten um kaum 4 vH, was eine Fehlergrenze von nicht ganz 1½ vH bei der Geschwindigkeitsberechnung ergibt. Die ζ_s, die ebenfalls konstant vorausgesetzt sind, werden ohnehin allgemein für Flugleistungsrechnungen als konstant angenommen.

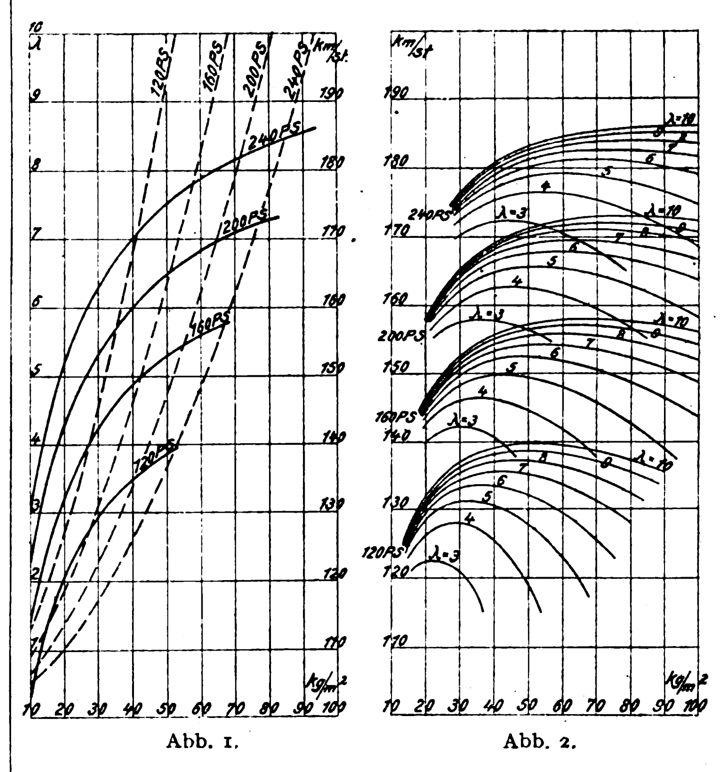


Abb. 1. Abb. 2.

An sich liegt natürlich kein Hindernis vor, den Propellerdurchmesser und das Flächenprofil sowie den Rumpf immer so zu wählen, daß jeder Punkt der gezeichneten Kurven den Zahlenannahmen entsprechend streng richtig wird. Die obige Betrachtung ergibt aber, daß das kaum nötig ist.

Abb. 2 erlaubt nun, eine für die eingangs erwähnten Neukonstruktionen bemerkenswerte Feststellung zu machen.

Angenommen, der Konstrukteur wäre der Ansicht, daß eine Landungsgeschwindigkeit entsprechend der durchschnittlich üblichen Flächenbelastung von 45 kg/m² genügt und er strebte demzufolge eine Erhöhung der Fluggeschwindigkeit durch Anwendung erhöhter Flächenbelastung an, so würde er nach den bekannt gewordenen Ausführungen mit einer Verringerung der Fläche auf 60 vH, also mit einer Flächenbelastung beim Fluge in freier Luft von 75 kg/m² rechnen dürfen. Dabei wäre es gleichgültig, ob er das durch Zusammenschieben der ursprünglich größeren Fläche bewerkstelligt oder ob er die ursprünglich kleine Fläche kurz vor der Landung durch Öffnen von Längsschlitzen entsprechend tragfähiger macht.

Diese Flugzeuge vergleichen wir mit anderen, die größere starre Flügel entsprechend 45 kg/m² Flächenbelastung haben. Das bedeutet im wesentlichen gleiche Landungsgeschwindigkeit. Das Seitenverhältnis dieser größeren Flächen sei gleich jenem, wie es die mit veränderlichen Flügeln ausgestatteten Flugzeuge beim Flug in freier Luft haben. Dann ergeben sich die in folgender Zahlentafel zusammengestellten Fluggeschwindigkeiten in km/h:

Seitenverhältnis $\lambda =$		3	4	5	6	7	8	9	10
240 PS	75 kg/m²	166,4	174,6	178,5	181,2	182,7	184,0	185,0	185,6
	45 »	172,5	176,2	178,2	179,4	180,4	181,1	181,6	182,1
200 PS	75 »	—	158,1	163,6	167,0	169,2	170,9	172,0	173,0
	45 »	157,2	162,7	165,5	167,3	168,5	169,4	170,0	170,5
160 PS	75 »	—	135,3	144,2	149,5	152,9	155,1	156,6	157,8
	45 »	138,5	145,6	149,8	152,9	154,0	155,0	156,0	156,6
120 PS	75 »	—	—	—	123,0	129,8	133,6	136,4	138,5
	45 »	—	122,7	129,6	133,0	135,5	137,2	138,5	139,0

Wie ersichtlich, dürfte der Konstrukteur der Flugzeuge mit veränderlichen Flächen böse Überraschungen erleben, besonders wenn man noch berücksichtigt, daß es ihm kaum möglich sein wird, seinen Flächenprofilen eine gleich günstige Form zu geben, wie sie den starren Flächen gegeben werden könnte.

Etwas günstiger liegen die Verhältnisse, wenn man sich mit den seither erreichten Fluggeschwindigkeiten begnügt und dafür die Landegeschwindigkeit herabzusetzen trachtet. Aber auch in diesem Falle beträgt der Gewinn bei starken Flugzeugen mit ausgezeichneten Seitenverhältnissen theoretisch nur etwa 7 km/h, bei mittleren Verhältnissen (etwa $\lambda = 6$ und $N = 200$ PS) rd. 5 km/h, von welchen aus dem bereits erwähnten Grunde in Praxis nicht viel übrig bleiben dürfte.

Man könnte einwenden, daß der Vergleich mit größeren Flächen bei gleichem Seitenverhältnis nicht ohne weiteres zulässig wäre, weil sie infolge der ebenfalls größeren Spannweite schwerer werden müßten. Man darf aber wohl annehmen, daß diese Gewichtsvermehrung wettgemacht wird durch den Gewichtsaufwand, den der veränderliche Flügel infolge seiner komplizierten Konstruktion bedingt.

Ferner könnte die zugrunde gelegte Verminderung der Tragfläche auf 60 vH bemängelt werden mit dem Hinweis, daß beispielsweise vielfach geschlitzte Flächen eine Reduktion auf 40 vH rechtfertigen würden. Derartige Flächen hat aber Handley-Page selbst in einem Vortrag als vorläufig mehr theoretisch interessant bezeichnet. Sie müßten in der Tat übergroße konstruktive Schwierigkeiten bieten, nicht zuletzt wegen des erforderlichen Anstellwinkels von über 40°, der eine ausgiebige Verstellbarkeit der Fläche voraussetzt. Die Profileigenschaften einer geschlossenen derartigen Fläche könnten wohl auch kaum mehr mit denen eines unversehrten Profils verglichen werden.

Zusammenfassend kann demnach gesagt werden, daß alle Bestrebungen, die Spanne zwischen Flug- und Landegeschwindigkeit durch Veränderung der Flächengröße oder durch Verwendung geschlitzter Flächen zu vergrößern, praktisch wenig Aussicht auf Erfolg haben, wenn zum Vergleich Flugzeuge mit entsprechend größeren Flächen herangezogen werden, deren Seitenverhältnis jenem der veränderlichen Flächen im freien Fluge gleichkommt.

Der Einfluß des Windes auf die „Transportleistung".

Von W. Klemperer.

In einem Aufsatz über das unterteilte Flächenprofil im Heft 11 dieser Zeitschrift bewertet Herr Lachmann Flugzeuge mit verschiedenen Flügelformen u. a. durch einen Vergleich der Transportleistung, $T = G \cdot v$, worin G das Gesamtgewicht und v die Eigengeschwindigkeit bedeutet. Gegen diese Vergleichsmethode könnte ein Einwand erhoben werden, von dem im folgenden gezeigt werden soll, daß er zwar berechtigt ist, im allgemeinen aber die von Lachmann gefundenen Ergebnisse nicht merklich verschieben kann.

Verkehrstechnisch ist nämlich nicht die Eigengeschwindigkeit v, sondern die Reisegeschwindigkeit v_r maßgebend, welche durch vektorielle Addition von Eigengeschwindigkeit v und Windgeschwindigkeit w erhalten wird. Nun ist doch verkehrstechnisch das raschere Flugzeug vom Winde weniger in seiner Ökonomie ungünstig beeinflußt als das langsame, denn man gewinnt bekanntlich bei Rückenwind weniger, als man bei Gegenwind zusetzt, da man dem letzteren länger ausgesetzt ist als dem ersteren.

Wenn man einmal ganz allgemeine Verhältnisse ins Auge faßt, so wird man annehmen müssen, daß sich die Luftverkehrsaufgaben nach allen möglichen Kursrichtungen relativ zum Winde ziemlich gleichmäßig verteilen werden. Dann hätte man in den Ausdruck für die Transportleistung den Mittelwert aller vorkommenden Reisegeschwindigkeiten einzusetzen um eine gerechte Vergleichsbasis zu gewinnen.

Dieser Mittelwert $\bar{v}_r$ der vorkommenden Reisegeschwindigkeiten muß etwas kleiner sein als die Eigenschwindigkeit v. Er wird also aus dieser durch einen Reduktionsfaktor ϱ hervorgehen, der um so mehr hinter 1 zurückbleiben wird, je kleiner das Verhältnis $\varepsilon = \frac{v}{w}$ ist, welches ein Maß der »Windüberlegenheit« angibt. Die Transportleistung T wäre also zu schreiben: $T = \varrho \cdot G \cdot v$, wobei ϱ als Funktion von ε zu bestimmen wäre.

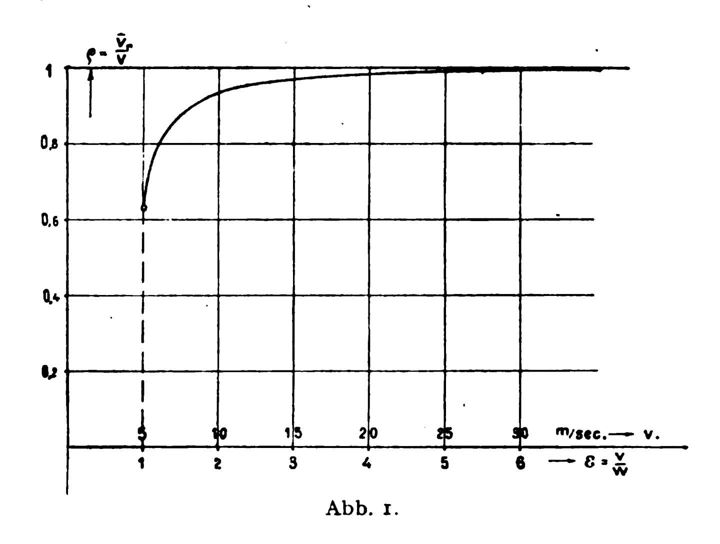


Abb. 1.

Die Ermittlung von ϱ geht aus Abb. 1 hervor. Alle Punkte eines Kreises vom Radius v können in der Zeiteinheit vom Startpunkt O, der um w vom Kreismittelpunkt abliegt, erreicht werden. Dabei ist anzunehmen, daß alle möglichen Kurswinkel α bei O gleichmäßig vorkommen. Der Mittelwert von v_r, dem Radiusvektor von O bis zur Kreisperipherie ist demnach

$$\bar{v}_r = \frac{1}{\pi}\int_0^\pi v_r \, d\alpha$$

v_r bestimmt sich leicht aus dem Cosinussatz, nach dem ist:

$$\cos \alpha = \frac{v_r^2 + w^2 - v^2}{2\, v_r w}$$

sonach

$$v_r = w \cdot \cos \alpha \pm \sqrt{v^2 - w^2 \cdot \sin^2 \alpha}.$$

Da der erste Posten den Mittelwert 0 hat, ist

$$\bar{v}_r = \frac{1}{\pi}\int_0^\pi \sqrt{v^2 - w^2 \cdot \sin^2 \alpha}\; d\alpha$$

und der Reduktionsfaktor

$$\varrho = \frac{1}{\pi}\int_0^\pi \sqrt{1 - \left(\frac{\sin \alpha}{\varepsilon}\right)^2}\; d\alpha.$$

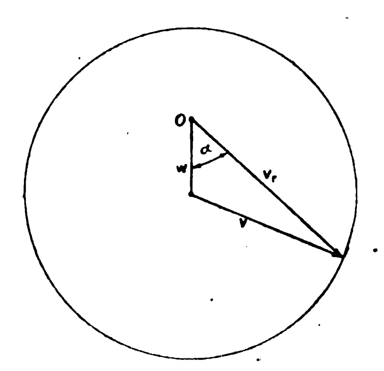


Abb. 2.

Den Verlauf der Funktion $\varrho\,(\varepsilon)$ gibt Abb. 2 wieder. Man sieht, daß bei großer Fluggeschwindigkeit der Einfluß verschwindet. Ist die Fluggeschwindigkeit 5 mal größer als die des Windes, so ist die Beeinträchtigung 1 vH. Ist $\varepsilon = 2$, so ist der Einfluß 6,6 vH, und wenn schließlich Fluggeschwindigkeit und Windstärke gleich wären, so wäre der Unterschied 36,2 vH. Kleinere Werte von ε würden nicht zu reellen Mittel-

werten führen. Gegen den Wind käme eben das Flugzeug nicht vorwärts.

Wenn man nun auch in der Verteilung der verschiedenen Windstärken auf die einzelnen Kursrichtungen jede Systematik ausschalten will, so braucht man nur den Mittelwert der Windstärken, bei denen überhaupt geflogen wird, für w einzusetzen. Dieser Mittelwert liegt nach den statistischen Angaben etwa bei $w = 5$ m/s. Unter dieser Annahme ist in Abb. 2 ein zweiter Abszissenmaßstab eingezeichnet.

Daraus geht hervor, daß die Benachteiligung der Transportleistung eines langsamen Flugzeuges, solange die Geschwindigkeit nicht extrem gering und von der Größenordnung der Windstärke wird, tatsächlich außerordentlich gering ist und dieser Einfluß die eingangs erwähnten Schlußfolgerungen tatsächlich nicht nennenswert zu verschieben vermag.

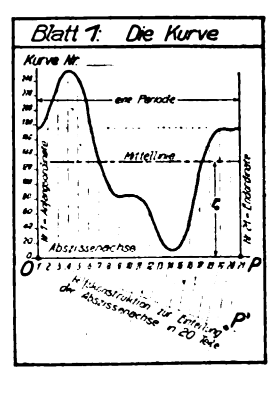
Die „fetten und mageren Fenster" zur harmonischen Analyse nach dem Hermannschen Verfahren.

Von Walter Lohmann, Aachen.

Das außerordentlich geschickt ausgedachte Hermannsche Verfahren arbeitet zuverlässig und mechanisch. Es unterscheidet sich von ähnlichen Verfahren vorteilhaft durch die praktische Anordnung der Additionen, bei denen Vorzeichenfehler vollkommen ausgeschlossen sind. Hierin ist entschieden eine große Erleichterung für den ungeübten Rechner zu erblicken. Die elegante Lösung, welche direkt Vergnügen macht, arbeitet mit einem Minimum an Überlegung und ist in der Tat geeignet, die harmonische Analyse zu einer Angelegenheit des Bureaufräuleins zu machen[1]).

In drei Schritten ist das Bureaufräulein bereits am Ziel:

Erster Schritt (Abb. 1).



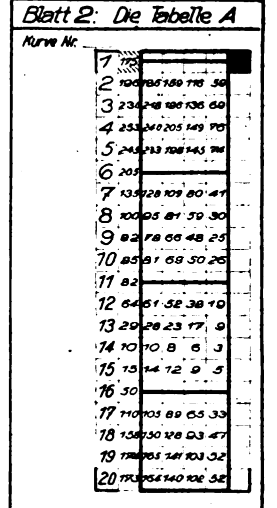


Abb. 1. Zahlenbeispiel.

20 äquidistante Ordinaten einer Periode der zu untersuchenden Kurve werden gemessen. Dabei hat die Abszissen-

[1]) Diese Äußerungen sind zusammengestellt aus den Gutachten der Herren Prof. Prandtl, Göttingen, Prof. Götting, Göttingen, Dr. König, Göttingen, Dipl.-Ing. Böhm, Chef des Turbinen-Berechnungs-Bureaus der Vulkan-Werke, Hamburg.

0	0	0	0	0
1	1	1	1	0
2	2	2	1	1
3	3	2	2	1
4	4	3	2	1
5	5	4	3	2
6	6	5	4	2
7	7	6	4	2
8	8	6	5	2
9	9	7	5	3
10	10	8	6	3
1	10	9	6	3
2	11	10	7	4
3	12	11	8	4
4	13	11	8	4
5	14	12	9	5
6	15	13	9	5
7	16	14	10	5
8	17	15	11	5
9	18	15	11	6
20	19	16	12	6
1	20	17	12	6
2	21	18	13	7
3	22	19	14	7
4	23	19	14	7
5	24	20	15	8
6	25	21	15	8
7	26	22	16	8
8	27	23	17	8
9	28	23	17	9

80	29	24	18	9
1	29	25	18	9
2	30	26	19	10
3	31	27	19	10
4	32	28	20	10
5	33	28	21	11
6	34	29	21	11
7	35	30	22	11
8	36	31	22	11
9	37	32	23	12
40	38	32	24	12
1	39	33	24	12
2	40	34	25	13
3	41	35	25	13
4	42	36	26	13
5	43	36	27	14
6	44	37	27	14
7	45	38	28	14
8	46	39	28	14
9	47	40	29	15
50	48	41	30	15
1	48	41	30	15
2	49	42	31	16
3	50	43	31	16
4	51	44	32	16
5	52	45	32	17
6	53	45	33	17
7	54	46	34	17
8	55	47	34	17
9	56	48	35	18

60	57	49	35	18
1	58	49	36	18
2	59	50	37	19
3	60	51	37	19
4	61	52	38	19
5	62	53	38	20
6	63	53	39	20
7	64	54	40	20
8	65	55	40	20
9	66	56	41	21
70	67	57	41	21
1	67	58	42	21
2	68	58	42	22
3	69	59	43	22
4	70	60	44	22
5	71	61	44	23
6	72	62	45	23
7	73	62	45	23
8	74	63	46	23
9	75	64	47	24
80	76	65	47	24
1	77	66	48	24
2	78	66	48	25
3	79	67	49	25
4	80	68	50	25
5	81	69	50	26
6	82	70	51	26
7	83	70	51	26
8	84	71	52	26
9	85	72	53	27

90	86	73	53	27
1	86	74	54	27
2	87	75	54	28
3	88	75	55	28
4	89	76	55	28
5	90	77	56	29
6	91	78	57	29
7	92	79	57	29
8	93	79	58	29
9	94	80	58	30
100	95	81	59	30
1	96	82	60	30
2	97	83	60	31
3	98	83	61	31
4	99	84	61	31
5	100	85	62	32
6	101	86	63	32
7	102	87	63	32
9	103	87	64	32
9	104	88	64	33
110	105	89	65	33
1	105	90	65	33
2	106	91	66	34
3	107	92	67	34
4	108	92	67	34
5	109	93	68	35
6	110	94	68	35
7	111	95	69	35
8	112	96	70	35
9	113	96	70	36

120	114	97	71	36
1	115	98	71	36
2	116	99	72	37
3	117	100	73	37
4	118	100	73	37
5	119	101	74	38
6	120	102	74	38
7	121	103	75	38
8	122	104	76	38
9	123	104	76	39
180	124	105	77	39
1	124	106	77	39
2	125	107	78	40
3	126	108	78	40
4	127	109	79	40
5	128	109	80	41
6	129	110	80	41
7	130	111	81	41
8	131	112	81	41
9	132	113	82	42
140	133	113	83	42
1	134	114	83	42
2	135	115	84	43
3	136	116	84	43
4	137	117	85	43
5	138	117	86	44
6	139	118	86	44
7	140	119	87	44
8	141	120	87	44
9	142	121	88	45

Abb. 2. Multiplikationstafel.

achse möglichst dicht unter der Kurve zu liegen, so daß die gemessenen Ordinaten alle positiv sind (s. Abb. 1). Die Meßzahlen der Ordinaten Nr. 1 bis 20 werden in die erste Spalte der »Tabelle A« neben die dort stehenden fortlaufenden Zahlen von 1 bis 20 geschrieben (s. Abb. 1).

Zweiter Schritt (Abb. 2).

Die Tabelle A wird mittels der Multiplikationstafel ausgefüllt, von der in Abb. 2 ein Teil (für Ordinatenlängen von 1 bis 150) wiedergegeben ist. Neben jeder Ordinatenlänge befinden sich dort in der eingerahmten Tabelle vier Zahlen, welche in die entsprechenden Felder der zugehörigen Zeile von Tabelle A geschrieben werden (s. Abb. 1). Das letzte Feld jeder Zeile bleibt frei. Die Zeilen Nr. 1, 6, 11 und 16 brauchen nicht ausgefüllt zu werden.

Dritter Schritt (Abb. 3).

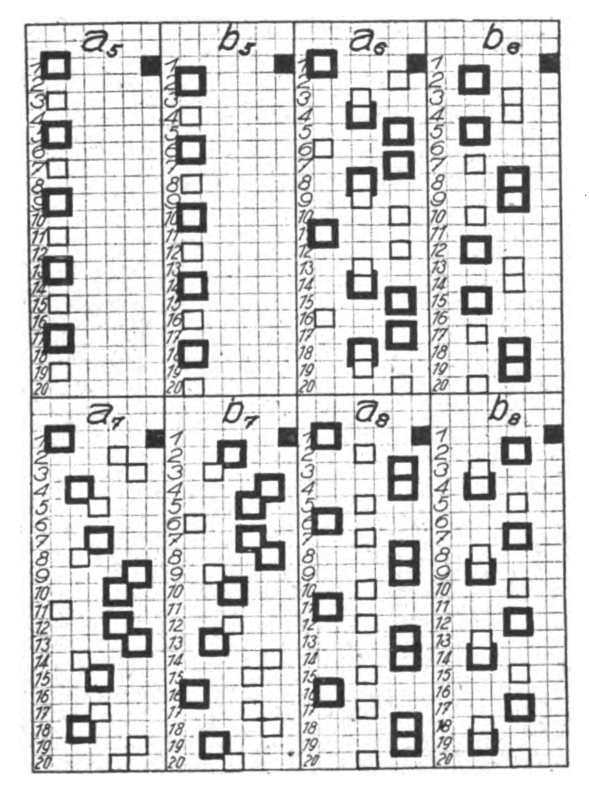


Abb. 3. Schablonen a_5, b_5 bis a_8, b_8.

Soll irgend ein Koeffizient a_1, b_1, a_2 b_2, . . . a_{10}, b_{10} bestimmt werden, so legt man die entsprechende Schablone (s. Abb. 3, welche die Schablonen a_5, b_5 bis a_8, b_8 zeigt) auf die Tabelle A. Die Schablonen bestehen aus Pauspapier und haben darauf gemalte fette und magere Fenster, sind also sehr billig herzustellen. Sie passen genau auf die Tabelle A, so daß in den Fenstern gerade die Zahlen erscheinen, welche für die Rechnung erforderlich sind.

Es wird nun die Summe der mageren Fenster von der Summe der fetten abgezogen und diese Differenz durch 10 dividiert. Das Resultat ist der gesuchte Koeffizient.

Dieses Verfahren, welches ich in den Vulkan-Werken, Hamburg, für 36 und 72 Ordinaten ausgeführt habe, hat sich dort sehr gut bewährt; es stammt von L. Hermann[1]), ist aber fast unbekannt. Mir wurde es von Herrn Prof. Panconcelli-Calzia, dem Leiter des Phonetischen Laboratoriums der Universität Hamburg mitgeteilt, auf dessen Veranlassung ich die in den Vulkan-Werken entstandene Bureauakte zu einer sehr ausführlichen und für jedes Bureaufräulein plausiblen Broschüre[2]) ausgearbeitet habe.

[1]) L. Hermann, Harmonische Analyse, Pflügers Archiv für die gesamte Physiologie, 1890, Band 47, S. 45 ff.

[2]) Walter Lohmann, Harmonische Analyse zum Selbstunterricht, Fischers Medizinische Buchhandlung Berlin W, 1921 (8 ganzseitige Abbildungen, 32 Seiten, Preis M. 4.—).

Bücherbesprechungen.

Reibungstriebwerke und ihre Mißdeutung durch Theoretiker. Von St. Löffler und A. Riedler. München und Berlin 1921, Verlag R. Oldenbourg. 8°. 22 S. Preis geheftet M. 4.

Zu der Erwiderung Löfflers auf die Kritik seines Buches »Mechanische Triebwerke und Bremsen« von 1912, die 1919 unter dem Titel »Theorie und Wirklichkeit bei Triebwerken und Bremsen« erschienen und in dieser Zeitschrift 1920, Heft 6, S. 89, besprochen wurde, hatten sich zwei der Kritiker mit Entgegnungen gewandt: Eugen Meyer, »Wirklichkeitsblinde«, und Gümbel, »Wer ist der wirklich Blinde?«. Im ersten Teil der vorliegenden Streitschrift, »Erledigung der Angriffe gegen die dynamische Erfassung der Reibung« sucht Löffler die Ansichten der beiden Forscher zu widerlegen.

Er kommt zu dem Schluß: »Unfruchtbarer Streit soll nicht endlos fortgesetzt werden«, und zu der erneuten Forderung von Versuchen. In beiden Punkten ist er sicherlich gleicher Meinung mit seinen Kritikern, denn bereits in dem Gutachten von Weber über das Löfflersche Buch von 1912 heißt es unter anderm: »Hätte Herr Dr. Löffler den praktischen Versuch als obersten Richter in naturwissenschaftlichen Dingen sprechen lassen, so hätte er die Haltlosigkeit seiner Behauptungen gefunden.«

Im zweiten Teil folgt dann die »Erledigung der Angreifer der dynamischen Reibungsauffassung« von Riedler, eine Streitschrift, deren Inhalt am besten durch die Kapitelüberschriften gekennzeichnet wird: Gümbels neue Reibungstheorie, Eugen Meyers alte statische Leier (So!), »Autoritäten« und Walzverfahren, Persönliches. Auf die Einzelheiten einzugehen, hieße ein Buch für sich schreiben. Everling.

Akademisches Pneuma und die Drehkranken. Von A. Riedler. Vergl. S. 309, Heft 20.

Hochschuldämmerung. Von A. Riedler. München und Berlin 1921, Verlag R. Oldenbourg. 8°. 50 S. Preis brosch. M. 8.

Die dritte Streitschrift richtet sich gegen Aumunds Vorschläge zur Hochschulreform. Der Altmeister der Technik und des Hochschulunterrichtes beklagt sich bitter, daß von seinen Anregungen, die doch den Anstoß zur Erörterung der Reformfragen gaben, nur die Namen übrig geblieben seien.

In fünf Abschnitten des Büchleins übt er schärfste, negative Kritik, wobei er jedem Ding seine unangenehme Kehrseite abzugewinnen weiß und insbesondere die Unmöglichkeit der geplanten »Außenfakultät« zu beweisen bestrebt ist — um als Schlußabschnitt die »Verfassung der »allgemeinen Universität« (in derem Pleonasmus ein witziger Seitenhieb auf die »universitas«!) in großen, vagen Umrissen aufzustellen.

Aus dem reichen Inhalt sei nur die Forderung erwähnt, Hochschulreform auf der Mittelschule anzusetzen.

Der Leser wird durch die scharfschneidenden Ausführungen auch an den vielen Punkten, wo er ihnen nicht beipflichten kann, lebhaft gefesselt. Everling.

Der Segelflug. Erklärung des Segelfluges der Vögel; die Möglichkeit des Fliegens ohne Motor. Von Prof. Dr. Fr. Ahlborn in Hamburg. Heft 5 der Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Mit 41 Abb. und 1 Tafel. Verlag von R. Oldenbourg, München. Preis M. 12.—.

Im Hinblick auf das große Interesse, das bei uns dem Segelfluge entgegengebracht wird, war eine zusammenfassende Darstellung über den Segelflug der Vögel von berufener Seite sehr zu begrüßen. Wenngleich der diesjährige Wettbewerb auf der Rhön sehr schöne Erfolge gebracht hat, so wird dem Leser dieses Heftes besonders augenscheinlich, daß wir vom richtigen Segelflug noch ein beträchtliches Stück entfernt sind. Diesem Ziele gilt es noch näherzukommen und die darauf verwendete Arbeit wird nicht vergeblich sein, denn der Segelflug wird zweifellos befruchtend auf den Motorflug zurückwirken.

Der vorliegende Bericht zerfällt in drei Hauptabschnitte:

1. Frühere Erklärungsversuche des Segelfluges.
2. Mechanik des Segelfluges.
3. Der Flug der Großvögel, Beobachtungen. Übersicht über die Flugarten der Vögel. Flugzeug und Segelflug.

Es werden zunächst die früheren Erklärungsversuche, die die Ursache des Segelns im Vogel selbst suchen (Vibration der Flügel, oder besondere Eigenart des Flügelquerschnittes) eingehend erörtert. Diese Erklärungen können wir heute nicht mehr als stichhaltig ansehen. Die Ursachen liegen vielmehr außerhalb des Vogels, nämlich in besonderen Eigenschaften der Luftbewegung, die der segelnde Vogel mit besonderem Geschick auszunützen versteht. Der Verfasser berichtet ausführlich über die verschiedenen Möglichkeiten, die eine Ausnutzung der Windenergie zum Segelfluge zulassen, insbesondere über die aufsteigenden Winde und über ungleichförmige Luftbewegung.

Der zweite Abschnitt behandelt zunächst die Struktur des Windes und gibt eine große Anzahl quantitativer Beobachtungen wieder über die Schwankungen der Windstärke und Windrichtung. Besonderes Interesse beanspruchen die Ausführungen über den



Bau und die Bewegung des Vogelflügels, sowie die verschiedenen Formen des Segelfluges.

Im dritten Teil werden hauptsächlich eigene Beobachtungen des Verfassers über den Segelflug mitgeteilt. In dem Abschnitt: »Flugzeug und Segelflug« erblickt der Verfasser die Aufgabe der Technik darin, die für den Segelflug bestimmten Flugzeuge mit sog. »Triebflügeln« auszustatten. Der Triebflügel besteht, entsprechend dem Handflügel des Vogels, aus einer Tragfläche mit elastisch verstellbaren Flügelenden, so daß sich der Anstellwinkel »unter der Einwirkung der in der Luft enthaltenen Kräfte automatisch veränderlich einstellen«. Der Luftstoß soll auf diese Weise Auftrieb und gleichzeitig Vortrieb bewirken.

Das Heft kann allen denjenigen, die sich für den Segelflug und den damit in Zusammenhang stehenden Fragen interessieren, zum Studium sehr empfohlen werden. Es ist besonders wertvoll durch die große Anzahl eigener Beobachtungen, die der Verfasser seit einer langen Reihe von Jahren, besonders aber während des Krieges in Mazedonien, gemacht hat. Wieselsberger.

Elastizitätslehre für Ingenieure. I. Grundlagen und Allgemeines über Spannungszustände, Zylinder, Ebene Platten, Torsion, Gekrümmte Träger. Von Prof. Dr.-Ing. Max Ensslin. Mit 65 Abbildungen. Zweite, verbesserte Auflage. Berlin u. Leipzig. 1921. Sammlung Göschen.

Die nunmehr vorliegende, zweite verbesserte Auflage des bekannten Göschen-Bändchens unterscheidet sich dadurch vorteilhaft von der ersten, daß einerseits die grundlegenden Begriffe eine genauere Fassung erfahren haben, anderseits aber auch der Inhalt durch Mitteilung neuerer Versuchsergebnisse, durch Hinzufügung weiterer, für die Praxis wichtiger Anwendungsbeispiele der Theorie nicht unbeträchtlich erweitert worden ist. Da ferner der Verfasser bemüht gewesen ist, durch Mitteilung gewisser Beiwerte die zahlenmäßige Bestimmung der Spannungen nach den gegebenen Formeln zu erleichtern, kann das Bändchen auch in seiner neuen Form insbesondere auch dem in der Praxis stehenden Ingenieur nur bestens empfohlen werden, zumal alle Druckfehler der ersten Auflage ausgemerzt sind und auch die Deutlichkeit des Druckes und der noch vergrößerten Zahl der Abbildungen nichts zu wünschen übrig läßt. Schwerin.

Die Verwertung von Erfindungen, ein Leitfaden für Erfinder und Kapitalisten von Patentanwalt Dr. Worms †, nach dem Tode des Verfassers herausgegeben von Dr. Gustav Rauter, Patentanwalt in Berlin. 3. Auflage. Halle a. S. Carl Marhold Verlagsbuchhandlung 1921.

Eie Verwertung von Erfindungen ist ein besonderes risikoreiches Geschäft, das nicht nur mit schwer zu beurteilenden technischen und geschäftlichen Faktoren, sondern auch oft mit dem eifersüchtigen Widerstand der Wettbewerber zu rechnen hat. Zur Orientierung in diesem Irrgarten gibt ein erfahrener Patentanwalt aus seiner Praxis heraus eine Übersicht der einschlägigen Verhältnisse.

Die Besprechung beginnt mit der Prüfung der Erfindung auf Neuheit und auf praktischen Wert und geht sodann zu dem Verhältnis zwischen Lizenzgeber und -nehmer über. In 65 Punkten werden die für die Lizenzverträge in Betracht kommenden Fragen erörtert, daran anschließend der Verkauf der Erfindung und die Gründung von Gesellschaften zur Ausbeutung von solchen. Danach folgen 5 Beispiele von Lizenzverträgen, teilweise von erfreulicher Kürze, die im Zusammenhang mit den vorausgehenden Erörterungen sehr gute Anhaltspunkte geben, nicht nur dem Neuling, sondern auch dem erfahrenen Geschäftsmann, dem die übersichtliche Zusammenstellung den Überblick erleichtert. Das kleine Buch ist praktisch, kurz und klar geschrieben und kann bestens empfohlen werden. v. Parseval.

Flugtechnik. Von Dipl.-Ing. C. Eberhardt, Professor an der Technischen Hochschule Darmstadt. Sammlung Göschen. Berlin und Leipzig, Vereinigung wissenschaftlicher Verleger, Walter de Gruyter & Co. 1921. 100 S. u. 62 Abb. Preis M. 2,10 + 100 vH.

Das vorliegende Bändchen bringt in gedrängter Darstellung eine Einführung in die wichtigsten aerodynamischen und mechanischen Vorgänge beim Flug. Die Anwendung von zum größten Teil elementaren mathematischen Hilfsmitteln zur quantitativen Darstellung macht es geeignet, einem weiteren Kreis zur Einführung in die flugtechnischen Aufgaben zu dienen. Das Bändchen zerfällt in drei Hauptabschnitte:

1. Die aerodynamischen Grundlagen,
2. Theorie der Drachenflieger,
3. Konstruktion der Drachenflieger.

Bei den aerodynamischen Grundlagen sind die historisch sicherlich interessanten Versuchsergebnisse von Dines, Langley usw. mitgeteilt. Hier wäre vielleicht eine weitgehendere Berücksichtigung neuer Ergebnisse auf Kosten der alten erwünscht gewesen, wie z. B. eine ausführlichere Behandlung des Einflusses des Seitenverhältnisses auf die Luftkräfte an Flügeln. Während im ersten Abschnitt die Luftwiderstandsbeiwerte auf den doppelten Staudruck bezogen sind, wie das früher üblich war, sind im zweiten Abschnitt c_a und c_w auf den einfachen Staudruck bezogen. Im Hinblick auf die Einheitlichkeit der Darstellung und zur Vermeidung von Irrtümern wäre es wohl zweckmäßig gewesen, die Beiwerte durchwegs auf den einfachen Staudruck zu beziehen, wie dies in Deutschland seit einigen Jahren eingeführt ist.

Das größte Interesse dürfte der zweite Abschnitt beanspruchen. Er behandelt zunächst den horizontalen Motorflug, wobei das Minimum des Flugwiderstandes und der Flugleistung auseinander gesetzt werden. In klarer und übersichtlicher Weise werden die verschiedenen Arten des Gleitfluges (flachster Gleitflug, schnellster Gleitflug) und deren Deutung im Polardiagramm erklärt, und ferner die mit dem Höhenflug in Zusammenhang stehenden Fragen erörtert. Schließlich wird auch der Kurvenflug und der Start behandelt.

Im dritten nur ganz kurzen Abschnitt werden die verschiedenen Flugzeugtypen aufgezählt und hierauf einige Probleme, welche die Beanspruchung der Flügel betreffen, angedeutet.

Allen denjenigen, welche sich mit den wichtigsten Grundlagen der Flugtechnik vertraut machen wollen, kann das Bändchen empfohlen werden. Wieselsberger.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Für die Wintermonate 1921/22 ist allmonatlich ein Sprechabend geplant. Wir bitten um recht baldige und zahlreiche Anmeldung von Vorträgen hierzu.

2. Wie aus unseren Büchern zu ersehen ist, hat ein großer Teil unserer Mitglieder noch nicht die Beträge für die ihnen zugesandten Beihefte 1 und 4 und das Rumplerbuch eingesandt. Wir bitten, dies nachzuholen.

Beiheft 1	M. 15.—
» 4	» 20.—
Rumplerbuch	» 20.—.

3. Wir haben noch einen Teil 2. und 3. Beihefte vorrätig, da wir für jedes unserer Mitglieder ein solches Exemplar zurückgelegt haben. Wir bitten daher, Bestellungen an unsere Geschäftsstelle gelangen zu lassen.

Beiheft 2: Betz, »Tragflügeltheorie«
König, »Die Berechnung von Luftschrauben mittels Propellerpolaren«.
Preis für Mitglieder M. 6.50 und Porto.

Beiheft 3: Ewald, »Die Stereoskopie und ihre Anwendung auf die Untersuchung des Fliegerbildes«.
Preis für Mitglieder M. 11.— und Porto.

4. Gemäß unserer Satzung ist der Jahresbeitrag für 1922 bereits vor dem 1. Januar 1922 einzusenden und zwar:

Für ordentliche Mitglieder	M. 80.—
» außerordentliche Mitglieder	» 240.—.

Sämtliche Zahlungen bitten wir an unser Postscheckkonto Berlin Nr. 22844 gelangen zu lassen.

5. Uns sind die augenblicklichen Anschriften der Herren
Zivilingenieur A. Vorreiter, bisherige Adresse: Nikolassee b. Berlin, Gertrudstr. 3, und
Oberbaurat Richard Müller, bisherige Adresse: Berlin W 62, Wichmannstr. 23,

nicht bekannt. Wir wären für Mitteilung des jetzigen Aufenthaltes dieser Herren sehr dankbar.

6. **Neuaufnahmen:**

Ordentliche Mitglieder:
cand. ing. Werner Stöhr, Darmstadt, Frankfurterstraße 70.
Chefpilot Franz Kneer, München, Maximilianstr. 5 I.

7. **Adressenänderungen:**

Ing. Joh. Pohlmann, Charlottenburg I, Kirchplatz 5a III.
Dipl.-Ing. Naatz, Charlottenburg, Witzlebenstr. 12.
stud. ing. N. Scheubel, Berlin, Borsigstr. 5, Studentenheim.
Dr. Bader, Gebr. Sulzer, Ludwigshafen.

8. Bei einem Fluge stürzte unser Mitglied Lt. Nielsen aus Helsingfors tödlich ab.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten, auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Der „Deutsch-Pokal" wurde von dem französischen Flieger Kirsch in Etampes gewonnen. Außer ihm bewarben sich seine Landsleute Lasne und Sadi Lecointe, der Italiener Brackpapa und der Engländer James Herbert. Ergebnis: 1. Kirsch (278,36 km/h), 2. Lasne (257,42 km/h). Sadi Lecointe hatte Bruch und wurde verwundet nach Paris geschafft. Brackpapa mußte notlanden. Kirsch flog ein Nieuport-Delage-Flugzeug mit 300 PS Hispano-Suiza-Motor. (Paris-Midi, Paris, 1. 10. 21, und La Journée industrielle, financière, économique, Paris 3. 10. 21.) **21/41. 8.**

Der Simonet-Pokal, der Gegenstand eines internationalen, vom belgischen Aeroklub veranstalteten Wettbewerbs war, wurde am 3. September auf der 275 km langen Strecke Brüssel—Dieghem—Brüssel—Gosselies—Ostende—Brüssel umstritten. Die Teilnahme war nur Reiseflugzeugen von weniger als 100 PS Motorenstärke gestattet. Die Beurteilung erfolgte nach folgenden Gesichtspunkten:

1. Nutzlast im Verhältnis zur PS-Zahl,
2. Geschwindigkeiten-Unterschied (Höchstleistung-Landegeschwindigkeit? D. Ber.),
3. Beste Längsstabilität,
4. Geringste Auslauflänge bei der Landung,
5. Bauart, Geräumigkeit usw.,
6. Langsamkeitsprobe Haeren—Dieghem 10 km,
7. Geschwindigkeitsprobe Haeren—Gosselies 42 km;

hierauf nach Zwischenlandung Flug nach und Landung in Ostende und Rückkehr nach Brüssel.

Es beteiligten sich fünf Bewerber. Bei der allgemeinen Klassifizierung schnitt Bossoutrot auf Farman-Sport 60 PS Anzani am besten ab. (L'Air, Paris, 20. 9. 21.) **21/42. 7.**

Die Stiftung eines Millionenpreises für einen wirtschaftlichen Handelsflugmotor wurde vom Verwaltungsrat des Comité Français de Propagande Aéronautique auf seiner Zusammenkunft am 3. Oktober d. J. beschlossen. Der Wettbewerb soll international sein und nach den allgemeinen Vorschriften der F. A. I. vor sich gehen. Ausländische Konstrukteure müssen sich für den Fall, daß ihr Motor preisgekrönt wird, verpflichten, die Herstellung in Frankreich vornehmen zu lassen. Die Motoren müssen bis zum 1. Juni 1923 zur Prüfung vorliegen. Die näheren Bedingungen soll eine Kommission des Aeroklub von Frankreich ausarbeiten. (L'Air und L'Intransigeant, Paris, 5. 10. 21.) **21/42. 18.**

Ein neuer Welthöhenrekord wurde von John Mc Ready aufgestellt. Mit einem Lepere-Kriegsflugzeug mit 400 PS Liberty-Motor kam er auf 12445 m Höhe. (La Democratie Nouvelle, Paris, 30. 9. 21.) **21/42. 32.**

Ein Höhenweltrekord für Wasserflugzeuge wurde von einem Loening-Eindecker in Amerika aufgestellt. Der Konstrukteur, der das Flugzeug selber flog, brachte es in 50 min auf 5945 m. (Figaro, Paris, 19. 9. 21.) **21/42. 33.**

Weltluftverkehr.

Flugplanänderung im Holland—England- bzw. Frankreich-Verkehr. Vom 3. Oktober ab gelten im Holland—England- und Holland—Frankreich-Verkehr folgende Abflugzeigen:

10.30 ab Amsterdam nach London,
10.40 ab Amsterdam nach Paris.

Der Abflug von London bzw. von Paris wird um 10.30 bzw. 10.00 (W. E. Z.) stattfinden, so daß die Flugzeuge etwa gleichzeitig (2.35 Amsterdamer Zeit) in Amsterdam ankommen. **21/41. 6.**

Die Flugpost Brüssel—London mußte infolge Brandes der Flugschuppen in Evere (Brüssel) bis auf weiteres eingestellt werden. **21/42. 5.**

Deutschland.

Ausbildung von Ingenieuren für das Kraft- und Luftfahrwesen. Im Programm der Technischen Hochschule Aachen erscheint vom Winter-Semester 1921/22 an das Kraft- und Luftfahrwesen als besondere Wahlfachgruppe mit einem geschlossenen Lehrgang in diesem Fach. An Vorlesungen über Luftfahrwesen werden gehalten: Aerodynamik und Fluglehre (Professor von Karman und Dr. Hopf), Einführung in den Flugzeugbau mit Konstruktionsübungen (Dipl.-Ing. Klemperer), Flugzeugstatistik (Dr.-Ing. Ratzersdorfer), Aeronautische Meteorologie (Prof. Polis). Außerdem sind ein aerodynamisches Praktikum im aerodynamischen Institut und Anleitung zu selbständiger Arbeit auf dem Gebiete der Flugtechnik vorgesehen. (Illustr. Flug-Woche, Leipzig, 17. 8. 21, 17. Heft.) **ND 10.**

Amerika.

Die Luftfahrt in Nordamerika hat während des vorigen Jahres lebhafte Fortschritte gemacht. Nach einer Statistik der Manufacturers Aircraft Association wurden in den Vereinigten Staaten und Kanada 24000000 km (? D. Ber.) geflogen und 225000 Personen (? D. Ber.) durch Luftfahrzeuge befördert. Die Zahl der Handelsluftfahrzeuge betrug bei Jahresschluß ungefähr 1000.

Im einzelnen beförderten:

Mercury Aviation Co.	15000 Fluggäste
Curtiss Indiana Co.	12000 »
Aeromarine and West-Indies Airways Inc.	300 »

Von den 88 Luftverkehrsunternehmungen allein wurden zusammen 115163 Fahrgäste mit 425 Flugzeugen über im Ganzen 4800000 km Flugstrecke befördert. Hierbei ereigneten sich 88 Unglücksfälle.

Die Länge der täglich betriebenen Flugpostlinien beträgt 5560 km (? D. Ber.), die Zahl der in Dienst befindlichen Postflugzeuge 65. Die Ersparnis an Zeit ist bei der Luftpostbeförderung recht erheblich. Auf der Strecke New York—St. Francisko beträgt sie 24 bis 42 h, auf der Strecke New York—Havana 16 h.

Der Waldschutz von Oregon und Kalifornien wurde von Armeefliegern ausgeübt. Wie wichtig die Verwendung von Luftfahrzeugen zu diesem Zweck ist, mag daraus ersehen werden, daß jährlich etwa 10 Millionen (? D. Ber.) Acres Wald durch Feuer vernichtet werden, während im Jahre 1920 durch die Luftwaldüberwachung Holzbestände im Werte von 35000000 Doll. gerettet werden konnten.

Die Zahl der Flughäfen ist im Jahre 1920 auf 271 Militär- und Privatflugplätze gestiegen. Die Luftstreitkräfte der Vereinigten Staaten bestanden am Jahresschluß bei der Armee aus 1090 Offizieren und 8343 Mannschaften, bei der Marine aus 624 Offizieren und 7259 Mannschaften. 693 Armeeoffiziere und 376 Marineoffiziere waren als Flugzeugführer ausgebildet. (Svensk Motortidning, Stockholm, 30. Sept. 1921.) **21/42. 31.**

England.

Vorwürfe gegen das britische Luftministerium anläßlich des Unglücks von R. 38 erhebt R. Gregory in der wissenschaftlichen Zeitschrift »Nature«. Der Verfasser rügt, daß die Behörde ihre Berechnungen leichtfertig und einer gründlichen wissenschaftlichen Durcharbeitung entbehrend aufgestellt habe. R. 38 sei nur eine oberflächliche Nachbildung deutscher Zeppeline gewesen, ohne Kenntnis der grundlegenden Konstruktionserfordernisse. Das Luftministerium habe das Luftschiffsversuchswesen während der beiden letzten Jahre vernachlässigt und müsse jetzt die Verantwortung tragen. (Aerial Age, New York, 12. 9. 21.) **21/42. 10.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Brennstoffe. Anforderungen an und Prüfung von Benzin. In den meisten Fällen genügt zur Prüfung von Benzin die Feststellung der Siedekurve. Dazu wird die Flüssigkeit verdampft, in einem durch Eiswasser gekühlten Rohr wieder abgekühlt und die bei verschiedener Temperatur verdampften Mengen festgestellt. Das Verlangen, daß bei dem Brennstoff, der der Norm Nr. (Specification No.) 3511-B genügen soll, nicht mehr als 5 vH unter 70° C verdampfen dürfen, bei Nr. 3513-A das gleiche bei 60° bis 70° C, bei 3512 bei 50° bis 65° C, hat folgenden Grund: zuviel Bestandteile mit niedrigem Siedepunkt verursachen bei geringem Luftdruck Entstehen von Blasen und dadurch ungleichmäßige Strömung zum Vergaser. 50 vH müssen zwischen 95° und 105° C verdampft sein. Bei 90° darf die Siedekurve noch nicht steil ansteigen. Mindestens 96 vH müssen wieder verflüssigt werden.

Der Brennstoff darf keine Säuren enthalten. — Air Service Information Circular, Bd. 1, Nr. 46, 30. Aug. 1920 (7 S., 2 Schaubilder von Siedekurven). Hn. **21/41. 23.**

Flugzeugbeschreibung. Der De Haviland »D.H.32«-Verkehrs-Doppeldecker entspricht im großen und ganzen dem D.H.18-Verkehrsdoppeldecker des gleichen Erbauers. Unterschiede: Rumpf mit Sperrholz bekleidet und ohne Verspannung; Führerraum mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen unmittelbar hinter dem Motor vor dem Oberflügel, Heiz- und Lüftungsvorrichtung für geschlossene Abteile soll dem häufigen Auftreten der »Luftkrankheit« vorbeugen, Triebwerk (Motor, Kühler, Wasser- und Ölbehälter) als Einheit in kürzester Zeit auszubauen, Benzinbehälter seitlich des Rumpfes am Oberflügel hängend, Ruder und Steuer mit Kugellager, Abwärtsbewegung eines Querruders ist größer als die Aufwärtsbewegung des anderen Querruders, das soll Ruder entlasten und Neigung zum Trudeln mindern. Abmessungen entsprechen annähernd denen des DH 18.

Motor Rolls-Royce-»Eagle (Commercial)«	360	PS
Tragfläche	57,3	m²
Flächenbelastung	47,6	m²
Leistungsbelastung (360 PS)	7,58	m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	177	km/h
Reisegeschwindigkeit	160	km/h
Gipfelhöhe	4,3	km
Flugdauer bei Durchschnittsgeschwindigkeit	4	h

— Flight, Bd. 13, Nr. 38, 22. Sept. 1921, S. 629/630 (3½ Spalten, 3 Übersichtsskizzen mit Maßangabe). W. **21/41. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Das Loening-Eindecker-Flugboot besitzt ein niedriges, nicht eigenstabiles Boot, auf dem ein vollständig geschlossenes Abteil für einen Führer und drei Reisende aufgebaut ist. Auf dem rückwärtigen Teil des Abteildaches ist der gegen die Bootsoberkante verstrebte Flügel gelagert. Am äußeren Flügelteil je ein Hilfsschwimmer. Auf dem Flügelmittelteil ist hinter einem Bugkühler der Motor gelagert und treibt eine vierflüglige Druckschraube, die in einem Ausschnitt der Flügelhinterkante läuft, an. Das Boot besitzt bis zum Heck gleichbleibende Breite, ist anscheinend gestuft und innen etwas eingewölbt. Das Höhenleitwerk wird von zwei sehr schmalen und hohen Kielflossen, die aus den Seitenwänden des Bootshecks herauswachsen, getragen. An die Kielflossen schließen sich Seitenruder an. Kein Ruder entlastet. Querruder anscheinend nicht bis zum Flügelende durchgeführt. Der Motor ist mit einem elektrischen Bijur-Anlasser ausgerüstet. (Amerikanischer) Höhenrekord für Seeflugzeuge mit 5,95 km Höhe mit Führer und drei Insassen).

Motor, Liberty (hochverdichtend)	rd.	400	PS
Spannweite		13,1	m
Bootslänge		7,6	m
Leergewicht		1,00	t
Nutzlast (einschl. 4 Reisende und für 2 h Stoff)		0,59	t
Fluggewicht		1,59	t
Leistungsbelastung (400 PS)	rd.	4,0	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit		200—210	km/h

— Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 26, 5. Sept. 1921, S. 613 (3 Sp., 3 Lichtb., 1 Titelbild). W. **21/41. 28.**

Flugzeugbeschreibung. Der Longren-Sportdoppeldecker der Longren Aircraft Corporation in Topeka (Kansas) ist ein Rumpfdoppeldecker mit überstehendem Oberflügel und zwei hintereinander angeordneten Diagonalstielreihen (»V-Verstielung« ähnlich der alten Albatros-Doppeltaube von 1911/12. D. Ber.). Normale Tiefenverspannung. Baldachin von Rumpfbreite. Flügel nach hinten an den Rumpf beiklappbar. Flügelschnitt U.S.A. Nr. 2 mit leichter Abänderung. Holme mit I-Querschnitt aus Spruce. Rippen mit Sperrholzstegen und Eschengurten. Austauschbare Einheitsbeschläge. Quersteuerung mit Gestänge. Die Flügelverstrebung soll das Beiklappen der Flügel vereinfachen. Querruder nur im Oberflügel. Kein Ruder entlastet. Schwanzleitwerk ebenfalls mit Stangensteuerung. Rumpfgerüst aus zwei starken Eschenholmen mit leichten Eschenspanten, auf denen die Rumpfbekleidung aus stark vulkanisiertem Fiber aufgebracht ist. Rumpf besitzt schlanke Torpedoform. Fiberbekleidung soll mit Rücksicht auf das Gewicht doppelt so widerstandsfähig als Sperrholz oder Furnier sein, nicht splittern oder aufplatzen und Feuersicherheit gewährleisten. Sitzraum mit verstärkten Eschenspanten. In der Gegend der Tür besondere Verstärkungen. Führer und Begleiter im offenen windgeschützten Sitzraum nebeneinander. Einstieg durch Tür auf der linken Rumpfseite. Knüppelsteuerung. Instrumentenbrett aus Aluminium. Normales Fahrgestell mit nach vorn geneigten Vorderstreben. Verkleidete Radachse und Räder. In Einzelteilen wird viel Gebrauch von Duralumin gemacht. Der luftgekühlte Motor ist vorn im Rumpf derart eingebaut, daß nur die Zylinder im Schraubenstrahl liegen. Kleine Nabenhaube. Statt des Anzani-Motors wird auch der Lawrence-Motor verwendet.

Motor, Anzani-Sechszyl.-Stern (luftgek.)		60	PS
Spannweite (Oberflügel		8,50	m
Spannweite (Unterflügel)		6,65	m
Länge über alles		5,80	m
Höhe		2,45	m
Flügeltiefe (oben und unten)		1,30	m
Flügelabstand		1,30	m
Einstellwinkel im Oberflügel		3°	
Einstellwinkel im Unterflügel		2°	
Staffelung		1°	
V-Stellung in beiden Flügeln		3°	
Einstellwinkel der Höhenflosse		1½°	
Tragfläche mit Querrudern		17,6	m²
Zwei Querruder		1,87	m²
Höhenflosse		1,26	m²
Höhenruder (geteilt)		1,06	m²
Kielflosse		0,24	m²
Seitenruder		0,52	m²
Leergewicht		250	kg
Nutzlast		228	kg
Fluggewicht	rd.	480	kg
Flächenbelastung		27,2	kg/m²
Leistungsbelastung (60 PS)	rd.	8,0	kg/PS

— Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 3, 26. Sept. 1921, S. 55/56 (4 Sp., 3 Lichtb.). W. **21/41. 29.**

Flugzeugbeschreibung. Der Parnall-»Puffin«-Einschwimmer-Wasserlanddoppeldecker zeigt neuerdings einen Hauptschwimmer mit geradem, nicht aufgebogenem Rücken, verstärktem Schwimmerbug, Vereinfachungen mit Fahrgestellstrebenwerk in der Verstrebung des Unterflügel-Mittelteiles und soll bei den Flugprüfungen sehr befriedigt haben. Spannweite mit beigeklappten Flügeln gleich der des Höhenleitwerks. 450 PS-Napier-»Lion«-Motor. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 10, 7. Sept. 1921, S. 218 (2 Sp., 3 Lichtb. d. Flugzeuges o. nähere Angab.). W. **21/41. 30.**

Flugzeugbeschreibung. Standard-Doppeldecker werden neuerdings von der Cox-Klemin Aircraft Corporation in College Point (New York) mit 160 PS-Mercedes-Motor ausgerüstet. Der deutsche Motor verleiht dem bewährten Standard J-1-Doppeldecker einen erheblichen Leistungsüberschuß. Führersitz hintenliegend; im vorderen Sitzraum Plätze für zwei Reisende. Im übrigen normaler zweistieliger Doppeldecker mit erheblich größerem, seitlich überstehendem Oberdeck, kleinen Spannböcken auf dem äußeren Stielpaar und Schleifkufen an den Unterflügelenden. — Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 2, 19. Sept. 1921, S. 31 (1½ Sp., 1 Lichtb.). W. **21/41. 31.**

Flugzeugbeschreibung. Der De Havilland 29-Verkehrseindecker. — Flugsport, Bd. 13, Nr. 21, 12. Okt. 1921, S. 458/461 (4 S., 2 Lichtb., 3 Übersichtskizz. mit Maßangab., 14 Ansichtskizz. von Baueinzelheiten). W. **21/42. 36.**

Flugzeugbeschreibung. Der Siddeley-»Sinaia«-Zweimotoren-Doppeldecker der englischen Fliegertruppe, gebaut von der Sir W. G. Armstrong Whitworth Aircraft Ltd., ist ein normales

Großflugzeug mit zwei seitlich des Mittelrumpfes angeordneten Motoren und zwei vierflügligen Zugschrauben. Tragzelle außerhalb der Motorverstrebung zweistielig und normal verspannt. Flügel gleichgroß, ohne Pfeil- und mit leichter V-Form. Querruder mit überstehenden Ausgleichsecken in Ober- und Unterdeck. Schwanzzelle mit doppeltem Höhen- und vierfachem Seitenleitwerk. Ruder entlastet. Motorgondeln unmittelbar auf dem Unterflügel aufgebaut, sind nach hinten weit verlängert (etwa bis zur Hälfte des Mittelrumpfes. D. Ber.) und enden in einen M.-G.-Stand mit Drehkranz. Ein dritter M.-G.-Stand an der Kanzel des Mittelrumpfes. Normales zweirädriges Fahrgestell unter jedem Motorrumpf. (Dem Flugzeug, das möglicherweise nur für Infanterieflüge Verwendung finden soll, wird eine sehr hohe Kampfkraft nachgerühmt. Technische Einzelheiten dürfen nicht bekanntgegeben werden! D. Ber.) — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 9, 31. Aug. 1921, S. 198 (2 Lichtb. mit kurz. Text). W. **21/42. 37.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Caudron-Doppeldecker.

Caudron C. 60 ist ein normaler zweisitziger und zweistieliger Rumpfdoppeldecker mit hintenliegendem Führersitz, auch mit Doppelsteuerung. Sieger im »Coupe Michelin 1921«. Offene Sitze. Normales Fahrgestell. Umlaufmotor von einer unten offenen Ringhaube umgeben. Vierkantiger Rumpf mit offenen Sitzen. Knüppelsteuerung. Querruder nur im Oberflügel. Geteiltes Höhenruder. Seitenruder entlastet.

Motor Clerget	130	PS
Tragfläche	26	m²
Betriebsstoffe	188	kg
Nutzlast	348	kg
Flächenbelastung	32,9	kg/m²
Leistungsbelastung (130 PS)	6,59	kg/PS
Geschwindigkeit	160	km/h
Flugdauer	5	h

Caudron C. 59 entspricht bis auf den Motor dem C. 60. Abweichende Angaben:

Motor Hispano-Suiza	140	PS
Betriebsstoffe	105	kg
Nutzlast	285	kg
Flächenbelastung	33,6	kg/m²
Leistungsbelastung (140 PS)	6,22	kg/PS
Geschwindigkeit	175	km/h
Flugdauer	3	h

— L'Air. Bd. 3, Nr. 44, 5. Sept. 1921, S. 14/15 (1 Sp., 1 Lichtb.); auch L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 17/18, 1./15. Sept. 1921, S. 261/263 (½ Sp., 1 Lichtb., 3 Übersichtskizz. m. Maßangab.). W. **21/42. 38.**

Flugzeugfestigkeit. Bestimmung der Durchbiegung von Holmen mit ungleichförmigem Trägheitsmoment und Lastverteilung. Man zeichnet das Seileck für die Last, teilt die gefundenen Ordinaten durch Trägheitsmoment und Elastizitätsmodul, zeichnet für die gefundenen Felder wieder ein Seileck, dessen Verlauf nach Bestimmung des Maßstabes die Durchbiegung ergibt. — Genauigkeit der zeichnerischen Berechnung gleich der der analytischen. — Aerial Age Weekly, Bd. 13, Nr. 23, 15. Aug. 1921, S. 543/546 (11 Sp., 10 sehr kleine Abb.). Hn. **21/41. 32.**

Flugzeugteile. Der Flügelbenzinbehälter für das Martin-Bombenflugzeug ist unten eben und oben ausgewölbt sowie mit Stoff überspannt, um geringen Luftwiderstand zu erzielen. — Air Service Information Circular, Bd. 2, Nr. 105, 20. Aug. 1920 (1 Sp., 2 Abb.). Hn. **21/41. 33.**

Motorbau. Bericht über Entwurf und Leistung von fünf untersetzten Flugmotoren. Es werden die fünf von Amerika hergestellten Motoren mit Getriebe untersucht und gegenübergestellt.

Beschreibung der Motoren:

Hispano-Suiza, Muster C, 150 PS. Der Motor bekommt höheres Verdichtungsverhältnis 5,3:1, geändertes Kurbelgehäuse, Vergaser, Ansaugleitung und Magnetantrieb. Hinten wird auf die Kurbelwelle ein Stirnrad aufgesetzt, das die Zündapparate und die Luftschraubenwelle, die zwischen den Zylindern nach vorne geht, antreibt. Evolventenverzahnung. Modul 6. Räder aus Stahl gehärtet und geschliffen. Das Rad auf der Luftschraubenwelle ist 38 mm, das auf der Kurbelwelle 60 mm breit, damit die Zahnräder der Zündapparate mit eingreifen können. Untersetzungsverhältnis 1:1,5. Antrieb der Steuerwellen und der Ölpumpe vorne. Die Zündapparate liegen auf Konsolen, die an den Deckel des Räderkastens angegossen sind. Die obere Hälfte des Kurbelgehäuses trägt in Kugellagern und geschlossenem Gehäuse die hohle Luftschraubenwelle. Ein Strahl Öl wird gegen die Zahnräder gerichtet, dessen Spritzer die Kugellager schmieren.

Der Hispano-Suiza, Muster D, 150 PS, hatte sein Untersetzungsgetriebe vorne und so großen Wellendurchmesser, daß man mit einer Kanone durch die hohle Luftschraubennabe feuern konnte. Große Gleit- und Kugellager zur Aufnahme des Schraubenzuges. Zähne Modul 6, 20° schräg. Zahnbreite 44,5 mm. Untersetzungsverhältnis 1:1,31. 37 mm-Geschütz wird zwischen die Zylinder montiert. Das Ende der Kurbelwelle mit dem Stirnrad ist rechts und links vom Zahnrad auf Kugellagern gelagert. Die Luftschraubennabe hat größeren Durchmesser. Es ist keine Einrichtung vorgesehen, die die von der Kanone erzeugte Wärme ableitet. Schmierung durch Ölbad. Verdichtungsverhältnis 5,3:1.

Der Liberty, Muster C, hatte Stirnradgetriebe, ohne daß außer dem Kurbelgehäuse und dem vorderen Ende der Kurbelwelle etwas geändert wurde. Untersetzungsverhältnis 2:3. Modul 4. 20° schräge Zähne. 80 mm Zahnbreite. Schmierung der Kugellager durch die hohle Luftschraubenwelle geleitetes Öl, das an den betreffenden Stellen durch eine kleine Bohrung austritt. Die Zähne werden durch Spritzöl geschmiert.

Der Curtiss K 12 wird nur mit Untersetzungsgetriebe hergestellt. Untersetzungsverhältnis 5:3. Die Kurbewelle ist nur viermal gelagert. Pfeilrädergetriebe.

Der Libertymotor mit Planetengetriebe hat gegenüber dem normalen Änderungen an Kurbelgehäuse, Kurbelwelle und Luftschraubennabe. Getriebe wie bei den Rolls-Royce-Motoren, nur geringerer Zahndruck. Untersetzung 1,66:1. Innenverzahntes Rad mit der Kurbelwelle verbunden. Die drei Planetenräder werden von einem mit der Luftschraube verbundenen Ring gehalten. Das innere Zahnrad ist am Kurbelgehäuse starr befestigt.

Die Versuche begannen mit Messungen der Leistung und der Reibungsarbeit am Dynamometer. Danach 10 je 5 h lange Läufe mit Luftschraube, bei denen nach der ersten Stunde mit 90 vH Belastung der Motor auf die Drehzahl eingestellt wurde, bei der die größten Schwingungen eintraten. Zum Schluß ein 5 h langer Lauf, nachdem die Kabel der Zündkerzen am hinteren Zylinder gelöst worden waren.

Der Hispano-Suiza, Muster C, machte bei den Versuchen durch dauerndes Verölen der Zündkerzen sehr viel Schwierigkeiten, die erst durch Verminderung des Öldruckes behoben werden konnten. Nach dem Dauerversuch waren die Kugellager der Kurbelwelle, die offensichtlich schlecht geschmiert sind, etwas abgenutzt, alle anderen Teile jedoch in guter Verfassung, ohne daß eine Abnutzung meßbar war.

Beim Hispano-Suiza, Muster D, mußte die Nut für den Keil der Luftschraube, die parallel zur Wellenachse war, parallel zur Oberfläche des Konus neu gefräst werden, da sonst Deformationen und Schwingungen der dünnen Luftschraubenwelle eintraten. Der Motor lief schlecht, erhitzte sich dauernd, die Ventile mußten oft neu eingeschliffen werden, und schließlich brach beim Vollgas ein Luftschraubenflügel, wobei das Getriebe zerstört wurde. Es hatte 16½ h gelaufen und keine Anstände gezeigt.

Der Liberty, Muster C, lief nur kurze Zeit, als Kurbelgehäusebruch eintrat. Das Untersetzungsgetriebe hatte 95 vH Wirkungsgrad ergeben und keine Anstände gezeigt.

Der Hispano-Suiza, Muster C, war gut entworfen, widerstandsfähig gegen beträchtliche Kräfte und Erschütterungen; ein Geschütz konnte nicht eingebaut werden, die Schubstangen ergaben bei hohen Geschwindigkeiten Anstände, da für niedrigere Drehzahlen entworfen; die Schmierung mit Ausnahme der Kugellager war ausreichend, die Herstellung des Getriebes einfach, der mittlere Arbeitsdruck auf den Kolben niedriger als bei dem Motor ohne Getriebe; durch die hohe Drehzahl warfen sich die Ventile, der Luftschraubenwirkungsgrad war hoch und alle Teile mit Ausnahme des Untersetzungsgetriebes gut zugänglich.

Der Hispano-Suiza, Muster D, besaß ein Untersetzungsgetriebe, das einfacher war als das von Muster C, zu geringe Wandstärke an der hohlen Luftschraubenwelle hatte, höheren mittleren Druck als das Muster C ergab, während die Zugänglichkeit aller Teile im Flugzeug besser als bei Muster C war.

Der Liberty, Muster C, war mit Getriebe leicht zugänglich. Sein Gehäusebruch ist darauf zurückzuführen, daß der betreffende Motor eins von den leichten Gehäusen hatte, die später durch andere ersetzt wurden.

Der Curtiss K 12 hatte ein Untersetzungsgetriebe und noch andere Teile, die zu schwierig herzustellen sind. Er ist von vornherein als Schnelläufer mit Getriebe entworfen, lief vollkommen einwandfrei und ist der leichteste untersetzte Motor, der vorgelegen hat.

Der Libertymotor mit Planetengetriebe hat nicht gelaufen. Andere Planetengetriebe haben sich stark erhitzt. Gegenmaßnahmen noch nicht erprobt. Vorteil niedrige Zahndrücke, Nachteil tiefliegender Schraubenzug und schwierige Herstellung.

Zusammenfassung. Die Getriebe waren gut. Die Motoren waren für niedrigere Drehzahlen entworfen, den höheren Drehzahlen, mit denen man sie laufen ließ, nicht gewachsen und zeigten viele Anstände. Beim Entwurf eines untersetzten Schnelläufers macht die Ausbildung der anderen Teile mehr Schwierigkeiten als die des Untersetzungsgetriebes. — Air Service Information Circular, Bd. 2, Nr. 143, Dez. 1920 (34 S., 26 Abb., 6 S. Zahlentafeln). Hn. **21/42. 41.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

22. Heft | 30. November 1921 | 12. Jahrgang

Das Altern des Flugzeugbespannungsstoffes.

Von Fr. Wendt.

32. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. Berlin-Adlershof.

Die Beobachtung, daß die Flugzeugbespannungsstoffe nach längerem Gebrauch ihre anfänglichen Festigkeitseigenschaften einbüßen, veranlaßte die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, eine Reihe von Versuchen über die Witterungseinflüsse auf den Bespannungsstoff von Flugzeug-Flügeln und -Rumpf auszuführen.

Eine Luftverkehrsgesellschaft stellte zu diesem Zweck cellonierten und mit Farbanstrich versehenen Bespannungsstoff zur Verfügung, der dem Flügel und Rumpf eines vom Kriegsflugzeug umgebauten Verkehrsflugzeuges zur Verkleidung gedient hatte. Es durfte angenommen werden, daß der Flügelstoff seinerzeit vor seiner Verwendung den Abnahmebedingungen der Flugzeugmeisterei entsprochen hat. Damals wurden als Eigenschaften für ungetränkte Bespannungsstoffe, wenn die Kettenrichtung parallel zur Flügelrippe liegt, für Bruchlast in Kette mehr als 700 kg/m, in Schuß mehr als 1000 kg/m, für Bruchdehnung in Kette weniger als 10—12 vH, in Schuß weniger als 6—7 vH gefordert. Durch Cellontränkungen wurde eine Festigkeitserhöhung um rd. 50 vH, also auf etwa 1050 kg/m bzw. 1500 kg/m erreicht.

Die Zerreißversuche wurden mit der von der Firma Schopper, Leipzig, gebauten Stoffprüfmaschine vorgenommen. Die Versuche erstreckten sich auf Feststellung der Zerreißfestigkeit und Bruchdehnung; die freie Einspannlänge des Versuchsstreifens betrug 200 mm. Da sich die Ketten- und Schußrichtung bei den Versuchsproben nicht mehr feststellen ließen, konnte eine Prüfung nach dieser Seite leider nicht erfolgen.

Die Ergebnisse der Zerreißversuche sind aus den Zahlentafeln ersichtlich:

I. Bezeichnung: Alter cellonierter Flugzeugbespannungsstoff von der Unterseite eines linken Oberflügels mit grauem und schwarzem, schon etwas abgebröckeltem Farbanstrich.

Probe Nr.	Bruchdehnung in vH	Bruchlast kg/m
1	3,6	1200
2	4,8	1160
3	4,0	1173
4	3,6	880
5	4,0	1033
Im Mittel	4,0	1089

II. Bezeichnung: Alter cellonierter Flugzeugbespannungsstoff von der Oberseite eines linken Oberflügels mit grauem, schon stark abgebröckeltem Farbanstrich.

Probe Nr.	Bruchdehnung in vH	Bruchlast kg/m
1	4,7	550
2	4,0	444
3	4,4	480
4	4,2	486
5	4,0	533
Im Mittel	4,0	499,8

III. Bezeichnung: Alter cellonierter Flugzeugbespannungsstoff von der Rumpfverkleidung eines Flugzeuges mit grünem, etwas abgebröckeltem Farbanstrich.

a)

Probe Nr.	Bruchdehnung in vH	Bruchlast kg/m
1	3,6	1000
2	4,2	1050
3	8,0	1112
4	6,7	764
5	7,3	913
Im Mittel	5,96	947,8

b)

Probe Nr.	Bruchdehnung in vH	Bruchlast kg/m
1	9,8	803
2	8,7	954
3	4,0	996
4	8,8	767
5	3,2	1164
Im Mittel	6,9	936,8

Während, wie Versuch I zeigt, der Stoff von der Unterseite des Oberflügels noch 1089 kg/m Festigkeit ergibt, hat dagegen die Stoffprobe von der Oberseite des Oberflügels, die dem Wetter am meisten ausgesetzt ist, bedeutend an Festigkeit eingebüßt. 500 kg/m bzw. 499,8 kg/m Festigkeit muß für einen getränkten Bespannungsstoff als viel zu gering angesehen werden. Die Festigkeiten der Rumpfverkleidungen [Versuch III. a) und b)] schwanken zwischen 937 und 948 kg/m. Es ist nicht ausgeschlossen, daß die Rumpfbespannung von geringerer Beschaffenheit als der Flügelstoff war, da sie ja nur gegen Wind und Wetter schützen soll und hohen Beanspruchungen nicht ausgesetzt ist.

Die von der Flugzeugmeisterei für Stoffe vorgeschriebenen Festigkeitszahlen waren reichlich hoch bemessen. Pröll hat in seinen von der Flugzeugmeisterei angeregten Versuchen[1]) nachgewiesen, daß Festigkeiten von 700—800 kg/m der schwächsten Richtung, der Kettenrichtung, für rohe Flügelstoffe vollständig ausreichen.

Wie bereits erwähnt, waren die untersuchten Rumpf- und Flügelbespannungsproben mit einem Farbanstrich versehen. Dieser Farbanstrich dient zur Kenntlichmachung des Luftverkehrsunternehmens und, um bei den Fluggästen einen einladenden Eindruck zu erwecken. Leider kann jedoch der Farbanstrich, wenn er nicht mit der nötigen Sachkenntnis und Vorsicht verwendet wird, eine große Gefahr in sich bergen; denn er ist ein einfaches und sicheres Mittel, die vielen Krankheiten des Flügels, wie Risse, abgesprungene Flicken, stark verwitterte und sonstige schadhafte Stellen, schnell und leicht zu verdecken und mitunter sogar dem prüfenden Auge zu entziehen. Hierin liegen für das Flugzeug und letzten Endes auch für den Luftverkehr große Nachteile und Gefahren.

Als Festigungsanstrich für den alten cellonierten Bespannungsstoff kann er, obwohl es hier und da zu geschehen scheint, nicht angesehen werden. Der Farbanstrich geht mit Cellon keine Verbindung ein. Es findet vielmehr im Fluge ein Arbeiten beider Stoffe gegeneinander statt, das naturgemäß zum Abbröckeln der Farbe führt. Ganz besonders wird die Oberseite der stoffbespannten Flügel in Mitleidenschaft gezogen. Witterungseinflüsse, wie Feuchtigkeit, Wärmeschwankungen und Wind, die Wirbelbewegungen des Schraubenstrahles und die den Auftrieb erzeugende Saugwirkung führen vereint ganz allmählich zur Zerstörung des Bespannungsstoffes.

Ermüdungserscheinungen[2]), die besonders nach hohen Beanspruchungen im Fluge auftreten und sich durch Schlaffwerden des cellonierten Bespannungsstoffes zeigen, wirken ebenfalls mit der Zeit angreifend. Pröll hat durch Laboratoriumsversuche[3]) festgestellt, daß der Bespannungsstoff, wenn er nach hoher Belastung wieder entlastet wird, für kurze Zeit beinahe spannungslos und schlaff ist. Dieser Zustand ist jedoch von nur kurzer Dauer; der Stoff erholt sich gewissermaßen und die frühere Vorspannung — eine Erscheinung und ein Vorzug des guten Cellonlackes — kehrt zurück.

Man sollte an einen guten Farbanstrich die Forderung stellen, daß er die Cellontränkung, die ja je nach dem Verwendungszweck und der Beanspruchung des Bespannungsstoffes mehr oder weniger oft angewendet wird, bis zu einem gewissen Grade ergänzt, daß er die Lackschicht schützt und, wenn möglich, festigt und die Durchfeuchtung der Leinwand auf ein Minimum beschränkt. Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt wird über die Verwendbarkeit und das Verhalten des Farbanstriches als Festigungsanstrich weitere Versuche anstellen und an späterer Stelle darüber berichten.

Zusammenfassung: Auf Grund von Zerreißversuchen mit altem cellonierten Bespannungsstoff von der Ober- und Unterseite des Flügels und Rumpfes eines Flugzeuges wird der durch Witterungseinflüsse erfolgte Festigkeitsverlust einer kritischen Betrachtung unterzogen. Das Verhalten von Farbanstrich zum Cellonlack und die auf Flugzeugleinwand zerstörend wirkenden Kräfte werden eingehend besprochen.

[1]) Technische Berichte der Flugzeugmeisterei, Bd. III, S. 282, Verlag R. C. Schmidt, Berlin. [2]) Vgl. C. G. Grey in The Aeroplane vom 5. Okt. 1921, Heft 14, S. 293/290 u. S. 307. [3]) ZFM 11. Jahrg. 1920, S. 20.

II. Internationale Aeronautische Ausstellung in Prag.

Von G. Krupp.

Der Tschecho-Slowakische Aero-Club veranstaltete in den Tagen vom 22. bis 30. Oktober ds. Js. unter dem Protektorat des Präsidenten der Tschecho-Slowakischen Republik, Dr. T. G. Massaryk und mit besonderer Unterstützung der Regierungskreise seine II. Internationale Ausstellung in Prag. Die Ausstellung fand auch diesesmal in dem bekannten Industriepalast des Ausstellungsplatzes, welcher eine Ausdehnung von 10000 m² hat, statt.

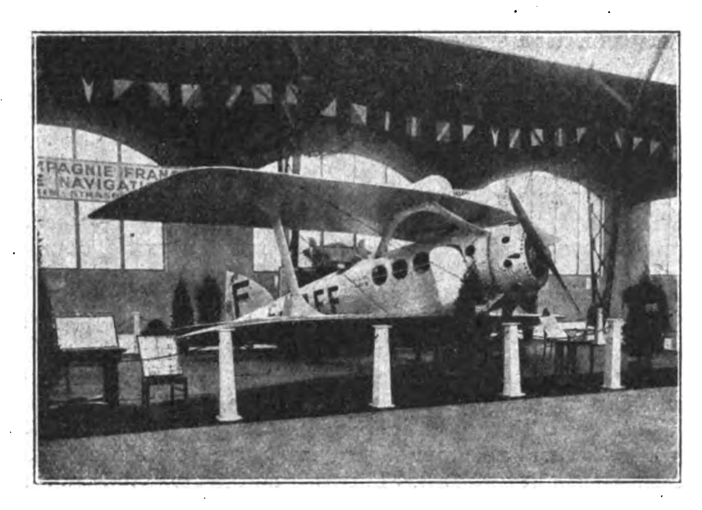


Abb. 1.

Von den Ausstellern sind besonders folgende zu erwähnen: Die »Compagnie Franko-Roumaine de Navigation Aérienne«, welche Passagierflüge zwischen Paris—Straßburg—Prag—Warschau versieht, hatte ein Reiseflugzeug »Spad-Herbemont« mit 260 PS-Salmson-Motor ausgestellt (Abb. 1).



Abb. 2.

Die »Società Anonima Fiat in Turin« hatte zwei Motoren zur Ausstellung gesandt: einen 300-PS-, 9-Zylinder-Sternmotor und einen 400-PS-Achtzylinder-V-Motor.

Die Fabrik »Aero«, Prag, war durch folgende Flugzeuge vertreten: ein Jagdeinsitzer-Doppeldecker »Ae. O. 2.«, konstruiert von Vlasàk-Husnik mit 220-PS-Hispano-Suiza-Motor; ein Jagdeinsitzer »Ae. O. 3.«, konstruiert von Dipl.-Ing. Rösner, mit 220-PS-Hispano-Suiza-Motor; ein dritter Jagdeinsitzer »Ae. O. 4.«, konstruiert von Vlasàk-Husnik, mit 185-PS-BMW-Motor (Abb. 2).

Die Firma »Avia« hatte folgende Flugzeuge ausgestellt: einen zweisitzigen Sporteindecker »B. H. 1.«, konstruiert von Benes-Hajn, mit 48-PS-Gnôme-Motor und ein einsitziges Sportflugzeug »Avia B. H. 2.«, konstruiert ebenfalls von Benes-Hajn, mit einem 20-PS-Motor. Außerdem war ein einsitziger

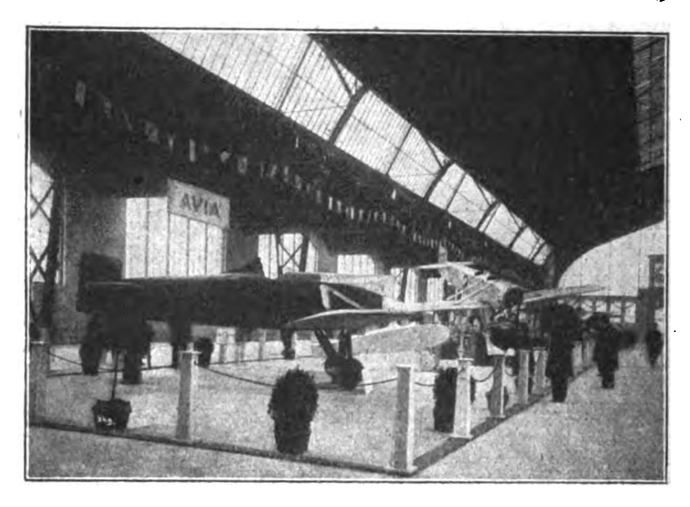


Abb. 3.

Jagdeindecker »Avia B. H. 3.«, konstruiert von Benes-Hajn, mit 185-PS-BMW-Motor ausgestellt (Abb. 3).

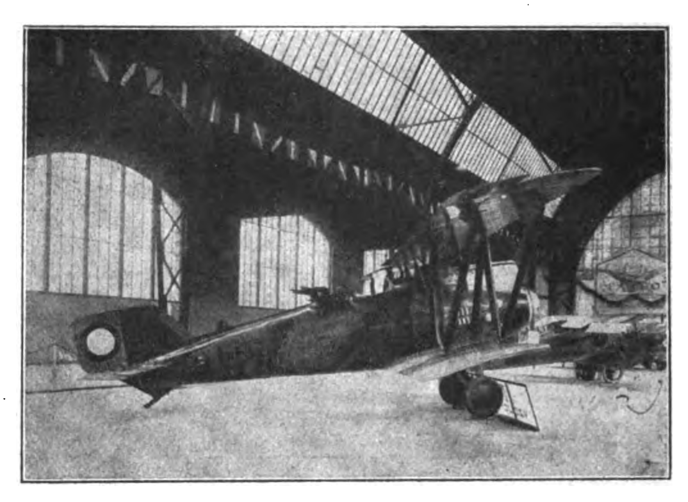


Abb. 4.

Die »Central-Flugzeugwerke Prag« waren durch einen Zweisitzer-Militärdoppeldecker »Sm. 2.«, konstruiert von Ing. Smolik, mit einem 260-PS-Maybach-Motor vertreten (Abb. 4).

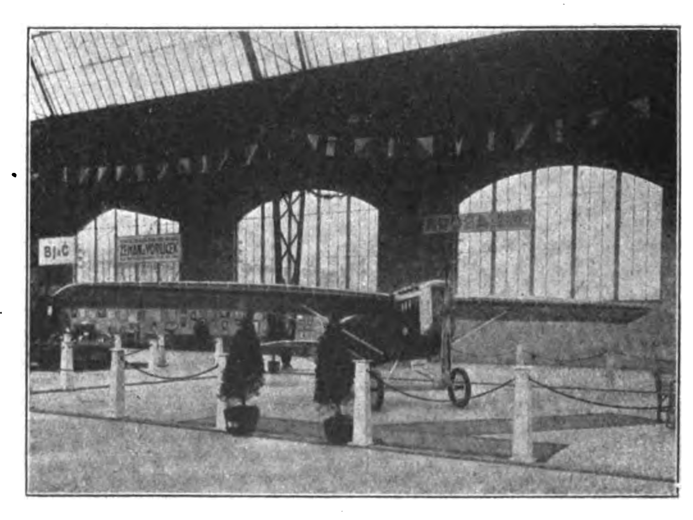


Abb. 5.

Zum Schluß wäre noch die Firma »Ardea« in Prag anzuführen, die ein Schulflugzeug »B. P. 1.« mit 70-PS-Mercedes-Motor ausgestellt hatte (Abb. 5).

Die meteorologische Beratung des Luftverkehrs.

Von A. Schmauß (München).

Über die Notwendigkeit einer meteorologischen Beratung des Luftverkehrs herrscht Übereinstimmung. Selbst im Kriege, in welchem die Rücksicht auf Personal und Material nicht die Bedeutung hatte, die ihr heute zukommt, war ein weitgehender Wetterdienst zur Sicherung der Luftfahrt eingerichtet gewesen. Mit der Aufnahme des Luftverkehrs gewann derselbe besondere Bedeutung.

Es gibt zwei Wege, zum Ziele zu kommen: ein zentralisierter Sicherungsdienst und eine etappenweise Beratung. In Deutschland ist bis jetzt nur der erste Teil organisiert, der sog. Höhennachrichtendienst des pr. aeronautischen Observatoriums Lindenberg. Nach einem von diesem Institute ausgearbeiteten Schlüssel melden am frühen Morgen geeignet ausgewählte Postämter oder Telegraphenanstalten den Witterungszustand ihres Orts sowie die Bodenverhältnisse entweder direkt oder über eine Sammelstelle nach Lindenberg. Dort wird das Material gesichtet, ergänzt und zu einer »Streckenprognose« zusammengestellt, so daß die gleich nach der Abgabe der Lindenberger F.-T.-Meldung startenden Flugzeuge gewiß gut über den Anfang ihrer Fahrt unterrichtet sein können. Vorausgesetzt ist dabei, daß der Startplatz eine F.-T.-Empfangsanlage besitzt und geeignetes Personal, welches aus dem naturgemäß langen Lindenberger Funkspruch den Teil rasch dechiffriert, welcher für die betreffende Strecke in Betracht kommt.

Dieser zentralisierte Dienst wäre ausreichend, wenn sich das Wetter nicht ändern würde bzw. wenn es dem in Lindenberg diensttuenden Meteorologen möglich wäre, die eintretenden Änderungen genau vorherzusagen. Dies ist aber nicht der Fall. Wenn es schon nicht möglich ist, den allgemeinen Wetterdienst von einer Zentrale aus für ganz Deutschland zu versehen, ist das für den Luftfahrerwetterdienst noch weniger möglich. Gerade die für den Luftverkehr wichtigsten Witterungsvorgänge, wie Nebel oder Gewitterbildung, sind lokaler Natur, setzen daher auch besondere örtliche Vertrautheit voraus. Eine Strecke kann nach der 7-Uhr-Morgenmeldung durch Nebel blockiert sein, dessen Weggang selbst von dem ansässigen Beobachter kaum auf die Stunde vorhergesagt werden kann. Wenn »Gewitterlage« besteht, kann die Zentrale nur zur Vorsicht mahnen, ihre Einwirkung auf den Flugbetrieb muß sich mit der Entfernung vom Nachrichtenzentrum abmindern.

Es kann daher neben der gewiß verdienstvollen zentralistischen Beratung die etappenweise Nachhilfe nicht entbehrt werden, welche in ihrer Organisation bisher sehr zurückgeblieben ist. Ich wähle als Beispiel den Nord-Südflug Berlin—Leipzig—Fürth—München—Augsburg. Um 7 Uhr morgens melden einige an der Strecke gelegene Postämter nach Lindenberg (auf Umwegen, die hier nicht interessieren), um 8^{10} vorm. gibt Lindenberg seine Meldung für diese Strecke, zusammen mit den Meldungen für das übrige Deutschland. Wir wollen annehmen, daß die Flugüberwachungsstellen Fürth und Leipzig aus dem Funkspruch den für ihre Zwischenstrecke gültigen Teil entschlüsselt dem um 10^{15} nach Leipzig, dem um 10^{00} nach Fürth startenden, vor dem Flug über das Gebirge stehenden Piloten übergeben. Werden diese mit der Meldung zufrieden sein? Nein, sie wollen neuere Nachrichten und eine fachmännische Beratung möglichst von Mund zu Munde, namentlich, wenn es sich um so rasch veränderliche atmosphärische Zustände wie Nebel oder Gewitterlage handelt.

Die bayer. Landeswetterwarte hat dem auch durch die Errichtung einer Wetterwarte auf dem Flugplatze Fürth Rechnung getragen, deren Finanzierung leider noch auf recht schwachen Füßen steht, da sich die Luftverkehrsgesellschaften merkwürdigerweise weigern, zu den Kosten solcher Flugwetterwarten beizutragen, trotzdem sie sich bereit erklärt haben, die für den zentralisierten Sicherungsdienst nötigen Telegrammkosten zu übernehmen. Während es doch sonst üblich ist, daß Verkehrsunternehmungen alle Kosten für Sicherungsmaßnahmen zu übernehmen haben, wollen die Luftfahrtgesellschaften, daß die Kosten für die Wetterwarten auf Flugplätzen vom Staate bzw. von der Gemeinde getragen werden, welcher der Flugplatz gehört. Wir wollen hier nicht weiter auf diese Frage eingehen, sondern nur betonen, daß eine meteorologische Beratung auf den Flugplätzen dringlich ist. Es bedeutet eine wesentliche Erhöhung des Sicherheitsgefühles eines Piloten, wenn ihm anstatt einer von Lindenberg vor Stunden ausgegebenen Streckenprognose der Rat eines ortskundigen Meteorologen zur Verfügung steht, der sich von besonders gefährdeten Punkten der Strecke möglichst kurz vor der Startzeit Sondermeldungen nach dem Lindenberger Schlüssel einholen kann, was besonders bei Verlegungen der Startzeiten sehr wichtig ist. Da der Flug etappenweise vor sich geht, kann auch die meteorologische Beratung etappenweise erfolgen. Die Praktiker mögen dann entscheiden, welchem System sie den Vorzug geben. Nach meinen Erfahrungen im Kriege scheint mir die Antwort nicht zweifelhaft.

Es ist natürlich nicht nötig, daß derartige Wetterwarten nur dem Luftverkehr dienen; soweit sie an Hochschulorten sich befinden, kann eine Angliederung an die Hochschulen erfolgen, welchen damit Gelegenheit gegeben ist, den Lehraufträgen für Meteorologie die Verbindung mit der Praxis zu sichern. Die Flugplatzwetterwarten können auch als lokale Prognosenzentren Zeitungen mit Wetternachrichten usw. versorgen.

Eine wichtige Frage muß noch berührt werden. Wie weit soll der Pilot auf die Wettermeldung Rücksicht nehmen? Zunächst sollte gesetzlich festgelegt werden, daß der Pilot auf jedem Flugplatze zur Einsichtnahme der vorliegenden Wettermeldungen verpflichtet ist. Im praktischen Amerika hat man das erkannt; die Versicherungsgesellschaften zahlen dort keine Prämien, wenn ein Unfall auf die Nichtbeachtung einer Wettermeldung zurückzuführen ist. Wieweit der Pilot der Wettermeldung Rechnung trägt, wird von dem persönlichen Vertrauen abhängen, das er dem Meteorologen entgegenbringt. Ich kann es nicht billigen, wenn im Berichte einer Luftverkehrsgesellschaft zu lesen ist, daß, trotzdem der Wetterdienst an 10 Tagen meldete »kein Flugwetter«, der Betrieb voll durchgeführt worden sei. Es ist ein Unterschied, ob man zum Sport fliegt oder ob es sich um ein Verkehrsunternehmen handelt, dem sich der Passagier gegen Entgelt anvertraut.

Bei der Auswahl der Piloten wird daher ihre meteorologische Eignung ebenso wichtig sein wie ihre technische Durchbildung. Es geht nicht an, daß ein Pilot nur seine Maschine genau kennt, er muß auch über die Eigenheiten seines Fahrwassers Bescheid wissen, wenn die meteorologische Beratung ihren vollen Wert haben soll.

Start von Segelflugzeugen.

Von E. Offermann.

In den ersten Anfängen der Motorfliegerei war schon der Anblick eines vom Winde leicht bewegten Blattes Grund genug, nicht zu starten. Bei der Segelfliegerei von heute ist es umgekehrt. Der Wind kann nicht stark genug sein: um vom Boden loszukommen und um das Ziel des Segelfluges zu erreichen, unter Ausnutzung aufsteigender Luftströmungen und der den Böen (periodische Windschwellungen) innewohnenden Energie sich längere Zeit oder über größere Strecken in der Luft zu halten. Die Unzulänglichkeit der Segelflugzeuge mit großem Windbedarf und die fehlende Übung der Piloten im Segelflug, der naturgemäß größere Anforderungen an die Geschicklichkeit stellt als der Motorflug, bilden Gefahrenquellen für Menschen und Material. Die fortschreitende Ausbildung beider wird die Gefahr mindern. Die Aufgaben als solche bestehen in:

1. Verbesserung der Flugzeuge mit dem Ziel, bei möglichst geringem Winde starten und fliegen zu können;
2. Ausbildung der Piloten für die Sonderaufgabe des motorlosen Fluges oder Segelfluges;
3. Studium der Zusammenhänge zwischen Geländegestaltung und Bodenbeschaffenheit und der Luftbewegungen sowie ihrer Abhängigkeit voneinander, und



zwar als Ersatz für den noch nicht erfundenen »Luftfühler« oder »Luftseher«.

An Hand der Erfahrungen des diesjährigen Rhön-Segelflug-Wettbewerbes sei zu 1. folgendes ausgeführt.

Wenn man fliegen will, muß man zunächst starten, d. h. vom Boden loskommen. Diese fundamentale Notwendigkeit stellt an den konstruktiven Aufbau der Segelflugzeuge bestimmte Aufgaben, denen bisher nicht die gebührende Beachtung geschenkt wurde. Dies war der Grund zu Mißerfolgen, welche bei der interessanten Bauart einiger der davon betroffenen Flugzeuge zu bedauern sind. Die Forderungen, die allgemein an die Vorrichungen zum Start, sie seien organische Teile des Flugzeuges oder Vorrichtungen auf der Erde, gestellt werden müssen, lassen sich in elementare Begriffe fassen. Generell ist zu sagen, daß die Startvorrichtungen so ausgebildet sein sollen, daß ein Vorfühlen auf die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeuges hin möglich ist, und zwar mit Rücksicht auf den Umstand, daß es sich in den meisten Fällen um Neukonstruktionen handelt und der Pilot während des Starts das Flugzeug durch Betätigung der Steuer in der Hand haben soll. Dieses Vorfühlen verlangt eine Bewegungsfreiheit des Flugzeuges während des Starts um die horizontale Längs- und Querachse sowie um die Vertikalachse. Der Start wird also normalerweise alle die Phasen durchmachen müssen, die wir beim Motorflugzeug kennen. Beim Segelflugzeug unterscheiden wir:

a) Gleitenden Start.

Aus vielfacher Überlieferung heraus wird der einfachen oder Doppelkufe für Start und Landung heute der Vorzug gegeben. Sie baut sich verhältnismäßig einfach und billig

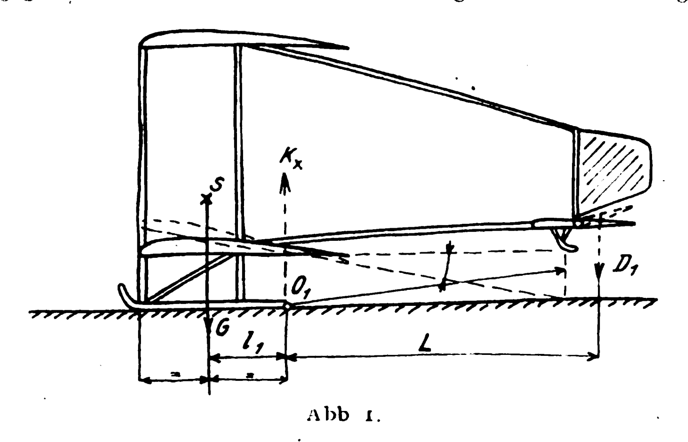


Abb 1.

und aerodynamisch günstig, setzt jedoch für den Start eine bestimmte Anordnung und Form der Kufe voraus. Referent hat sich mit der Materie bereits im »Flugsport«, Heft 18 vom August 1921, eingehend befaßt. Die dortige schrittweise Ableitung ergibt mit Rücksicht auf die Bewegung um die hori-

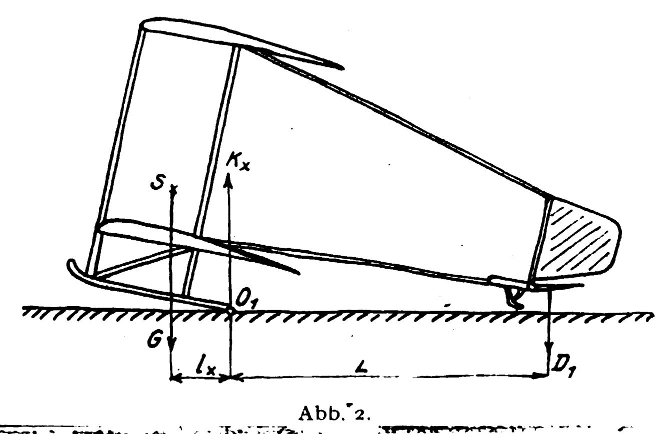


Abb. 2.

zontale Querachse, daß der wesentlichste Teil der Kufe der ist, welcher hinter dem Schwerpunkt des Flugzeuges liegt, wenn in der normalen Ruhelage der Anstellwinkel des Tragdecks 0° ist (Abb. 1). Denken wir uns das Gewicht G des Flugzeuges in der Mitte der Kufe angreifend, diese selbst gerade und gleichmäßig tragend. Gesetzt den Fall, der dynamische Druck auf das Höhensteuer wird durch den Anlauf groß genug, um das Flugzeug um die Kante O_1 zu kippen, so wächst in dem Augenblick die Bodenreibung bei O_1 gewaltig, da die Kufe sich in den Boden bohrt (Abb. 2). Die Reibungsarbeit wird so groß, daß die erzielte Geschwindigkeit stark gebremst wird und damit fällt auch das dynamische Moment $D_1 \, L$ rasch ab. Das Moment $G \cdot lx$ wirkt im gleichen Sinne. Theoretisch müssen die Kufen deshalb in jeder Lage des Flugzeuges senkrecht zur Richtung der Schwerkraft liegen, d. h. die Kufe wird vom Schnittpunkt mit der Schwerkraft ab kreisförmig (Abb. 3). Der Mittelpunkt

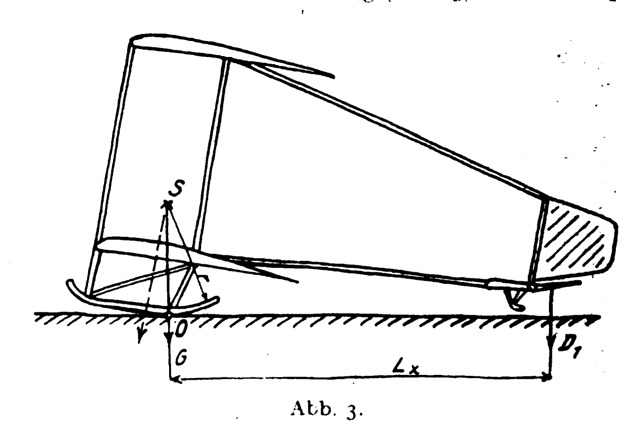


Abb. 3.

dieses Kreises kann im Schwerpunkt S liegen, wird aber praktisch mit Rücksicht auf dämpfende Momente etwas hinter diesem liegen. Schließlich kann für diesen Fall die Form der Kufe auch parabolisch sein (Abb. 4). Bei der Anordnung der Kufe ist ihre Höhe vom Erdboden zu beachten, die in Abhängigkeit steht von dem Gesamtaufbau des Flugzeuges und der Lage der Steuerorgane zu den Tragflächen. Schließlich sind in der angeführten Abhandlung Vorschläge gemacht über die Einzelausführung der eigentlichen Gleitkufe in Verbindung mit der »Blindkufe«, um eine spezifische Flächenpressung von ca. 0,1 bis 0,2 kg/cm² zwischen gebogener Kufe und Grasnarbe zu ermöglichen, worauf hier nicht näher eingegangen werden soll.

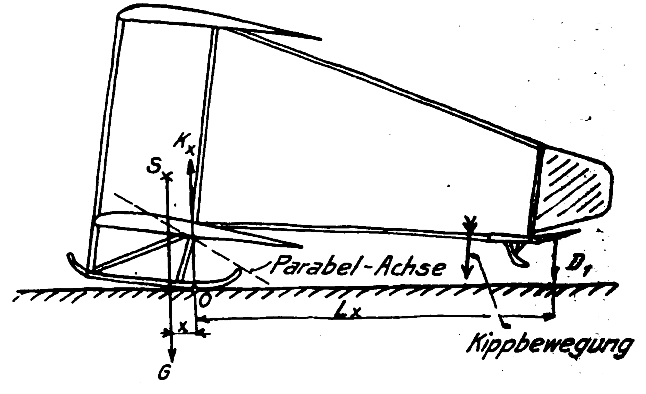


Abb. 4.

All diesen Forderungen wurde im vorjährigen Wettbewerb das Flugzeug der Flugwissenschaftlichen Vereinigung Aachen in vorbildlicher Weise gerecht, ohne daß die sinnvolle Ausführung seiner Kufen in ihrer Zweckmäßigkeit erkannt worden wäre.

b) Rollender Start.

Einen vorbildlichen Vertreter der rollenden Startmethode haben wir in dem Flugzeug der Akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Hannover mit seinen in Achsen gelagerten Gummibällen. Wenn wir bei einer korrekt ausgeführten Kufenform in Anlehnung an das unter a) Gesagte die Kurven der Kufe zu Kreisen ergänzen, so erkennen wir ohne Schwierigkeit den Zusammenhang und die Übereinstimmung zwischen dem Start mit Kufen und dem Start mit Rädern (Abb. 5 und 6).

Bisher nicht gesehen wurde eine Startmethode, welche Referent bei seinen Versuchen mit motorlosen Flugzeugen in den Jahren 1908/12 mit Erfolg anwandte. Es handelte sich dabei um einen Katapult, wie die Gebrüder Wright ihn benutzten. Das Flugzeug wird auf einen mit zwei Rollen ver-

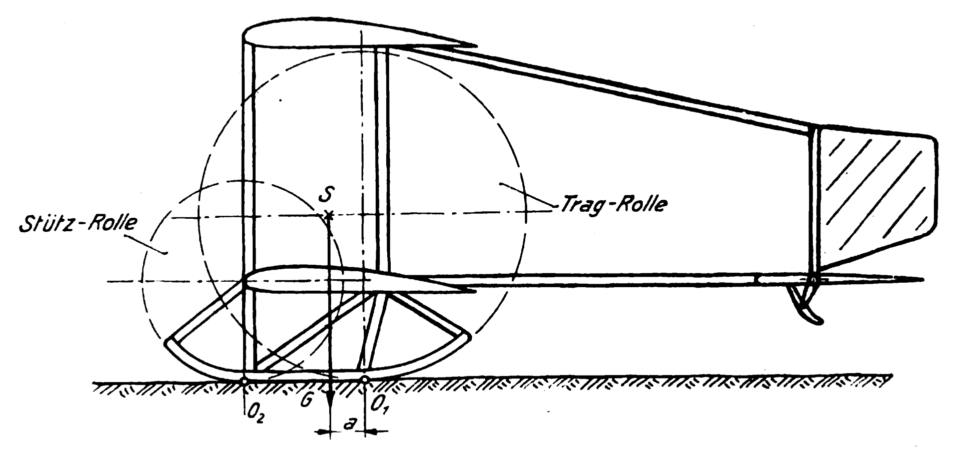


Abb. 5. Vergleichende Darstellung dreier Startmethoden.

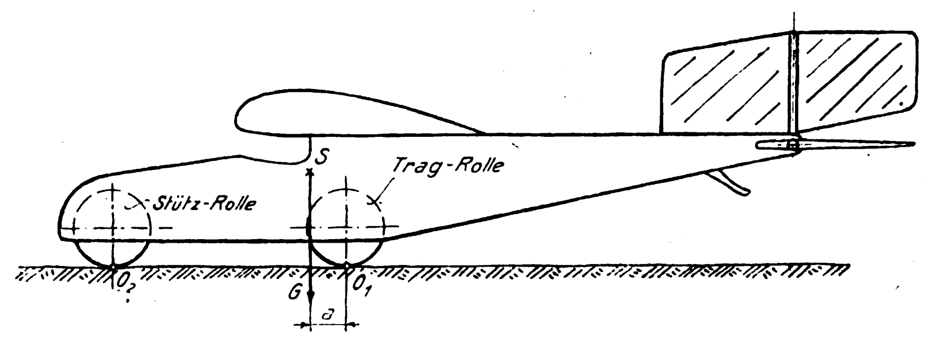


Abb. 6. Vergleichende Darstellung dreier Startmethoden.

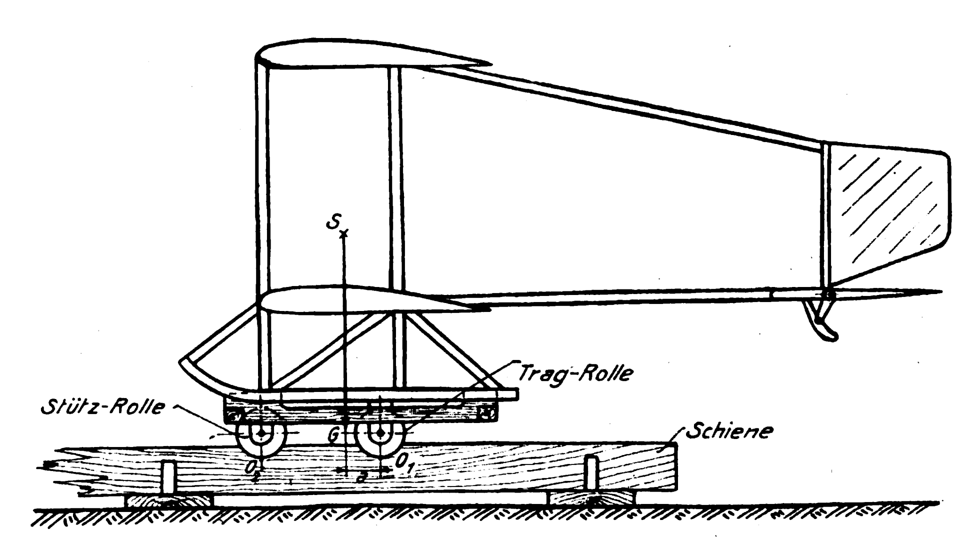


Abb. 7. Vergleichende Darstellung dreier Startmethoden.

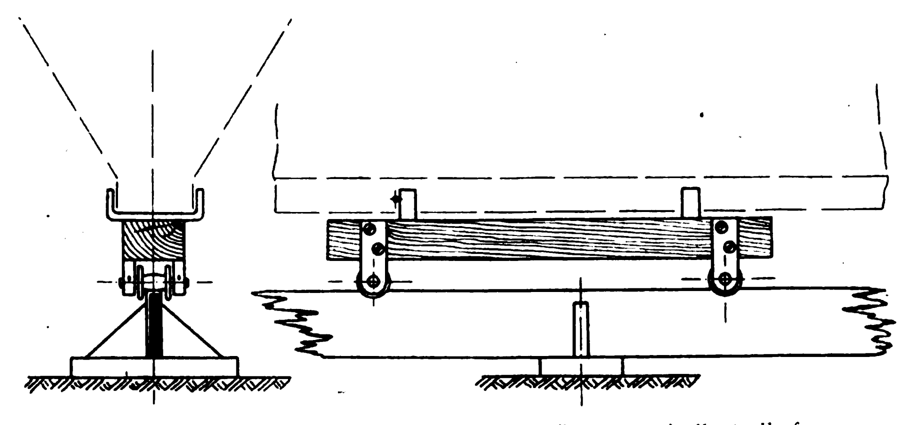


Abb. 8. Startschiene und Wagen für Segelflugzeug mit Zentralkufe.

sehenen Wagen gestellt, der in einer ca. 20 m langen Schiene spurt. Beim Start hebt sich das Flugzeug mit den Kufen vom Wagen ab (Abb. 8). Wir haben hier eine Kombination, die eine einfachere Kufenform und -Anordnung ohne Nachteil für Start und Landung erlaubt. Sie ist in Abb. 7 dargestellt und zeigt wieder die Übereinstimmung mit den in Abb. 5 und 6 verglichenen Prinzipien. Die Startmethode mit Schiene und Wagen würde bei Flugzeugen wie dem Lüttwitzschen und Zeiseschen mit Erfolg angewandt werden können, die wegen falscher Kufenform und -Anordnung nicht vom Boden loskamen. Wenn auch bei Anwendung dieser Methode eine Bewegungsfreiheit des Flugzeuges um die horizontale Querachse und die Vertikalachse während des Starts nicht besteht, so

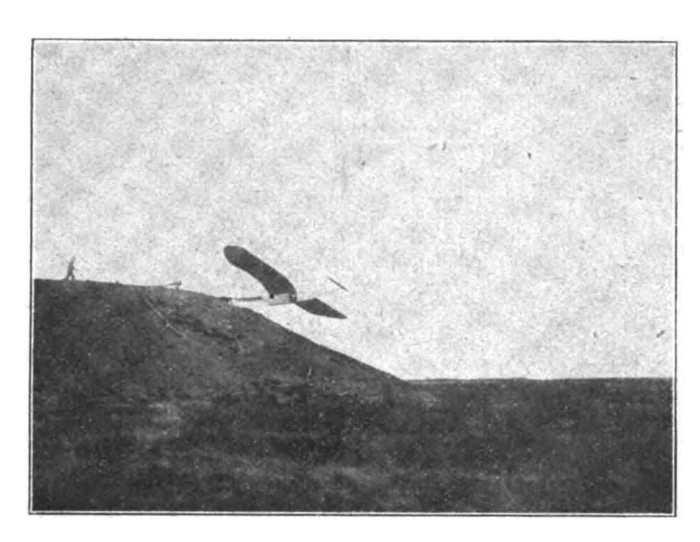


Abb. 9. Teil des künstlichen Hügels mit Katapult-Startvorrichtung für motorlose Flugzeuge auf dem hohen Venn in der Eifel.

erlaubt die Anwendung des Fallgewichtes unter Zwischenschaltung einer losen Rolle zum Antrieb die Erzielung einer höheren Startgeschwindigkeit. Diese ist beim gleitenden und rollenden Start ohne Schiene durch die Laufgeschwindigkeit der Startmannschaft mit 4 bis 5 m/s begrenzt. Es wird deshalb mit dem Katapult möglich sein, selbst bei Windstille an ganz flachen und ungefährlichen Hängen die ersten Versuche auszuführen und kurze Sprünge zu machen. Die Anwendung des Fallgewichtes ist allerdings in einem Gelände, wie die Wasserkuppe es bietet, beschränkt, da der Transport des Fallgewichtsturmes wegen der weiten Entfernungen der im Winde liegenden

c) Start von der Stelle.

Im Idealfall ist ein Segelflugzeug denkbar, das nur aus Tragfläche besteht und welches keine Elemente dem Luftstrom aussetzt, die nicht gleichzeitig auch an der Auftriebserzeugung mitwirkten. Bei einem solchen Flugzeug wäre nur noch der auf die Tragfläche entfallende Widerstandsanteil vorhanden. Bei diesem Flugzeug würde also das Auftriebsverhältnis lediglich von der Gestaltung des Tragflügels abhängig sein, und die Verfolgung dieser Abhängigkeit günstigere Werte für das Auftriebsverhältnis erreichen lassen. Ohne die Aufgabe der Annäherung an den Idealfall zu vernachlässigen, müssen wir uns demnach mit doppelter Energie der größeren Aufgabe der Ausgestaltung des Tragflügels widmen. Die Größe ihrer

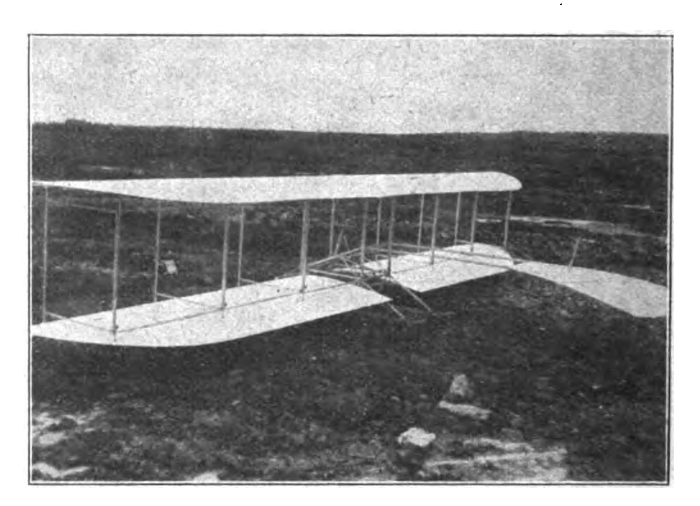


Abb. 11. Doppeldecker mit im Winkel verstellbaren und verwindbaren Tragflächen.

Aufgabe steht in direktem Verhältnis zu dem Wert dieser Lösung. Sie zeigt uns den Weg zur Verbesserung der Geschwindigkeitsspannung der Motorflugzeuge, woraus wir erneut erkennen mögen, was der Segelflug als Ergänzung der Kanalstromversuche für die Entwicklung wirtschaftlicher Flugzeuge bedeuten kann. — Das Maximum der Geschwindigkeitsspannung wird nach unten hin begrenzt durch den Start von der Stelle (für die Landung gilt das gleiche). Auf Kosten der Geschwindigkeit über Grund ist bei Segelflugzeugen der Start von der Stelle bei genügendem Wind ohne Schwierigkeit zu erreichen. Nach erfolgtem Start jedoch kann die erwünschte Geschwindigkeit über Grund unter denselben Verhältnissen

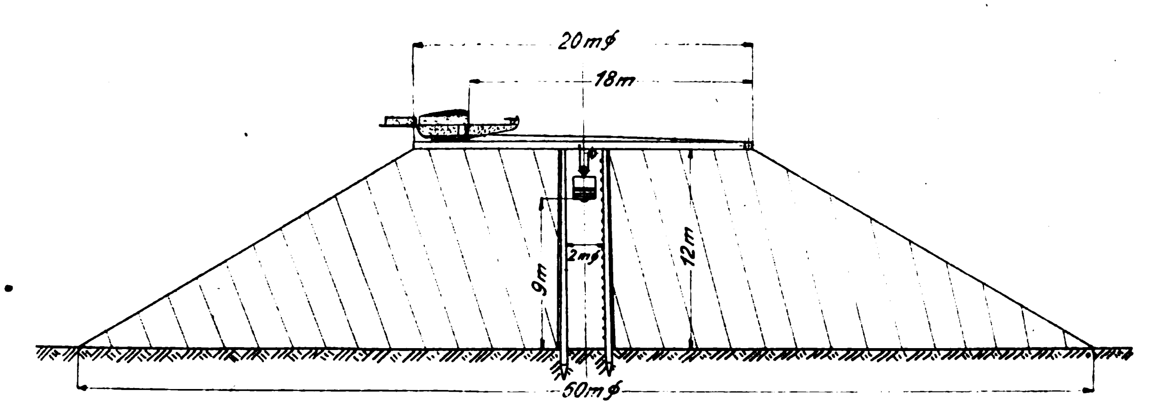


Abb. 10. Anlage des künstlichen Hügels mit Katapult-Startvorrichtung.

Hänge untereinander zeitraubend und schwierig ist. Augenblicklich werden in der Rhön mit verschiedenen Antriebsmitteln unter Beibehaltung von Schiene und Wagen Versuche gemacht, die noch nicht abgeschlossen sind. Referent benutzte seinerzeit zu seinen Versuchen einen künstlichen Hügel, der kreisrund, nach allen Seiten gleichmäßig abfiel und in seinem Zentrum den Fallgewichtsturm umschloß. Dadurch wurde lediglich durch Eindrehen der Schiene in die Windrichtung ein Start in jeder Richtung möglich (Abb. 9 und 10).

nur durch eine Veränderung des Profils (Zusatz- oder Spaltflügel), eine Veränderung des Anstellwinkels oder eine Kombination beider erzielt werden. Hier liegt augenscheinlich ein dankbares Ziel des Konstrukteurs für den nächsten Rhön-Segelflugwettbewerb.

Nach den Berichten von Harth und Messerschmitt ist der Start von der Stelle bei dem denkwürdigen 21 Minuten-Flug am 13. September 1921 zur Tatsache geworden. Soweit bekannt, besitzt der dabei verwendete Eindecker Tragflächen mit ver-

stellbarem Anstellwinkel, ähnlich wie der Eindecker des Bayerischen Aero-Clubs München, der trotz primitiver Steuerung hervorragende Flugeigenschaften zeigte. Es sei an dieser Stelle gestattet, an das Versuchsflugzeug des Referenten aus dem Jahre 1910 zu erinnern, welches bereits verstellbare Tragflächen, kombiniert mit Verwindung, besaß und bei den Versuchen eine große Anpassungsfähigkeit an die Windströmungen bewies. Die Konstruktion beabsichtigte auch damals kurzen Start und Auslauf, ist aber nach dem heutigen Stande überholt. Abb. 11 zeigt das Flugzeug selbst, Abb. 12 und 13 den prinzi-

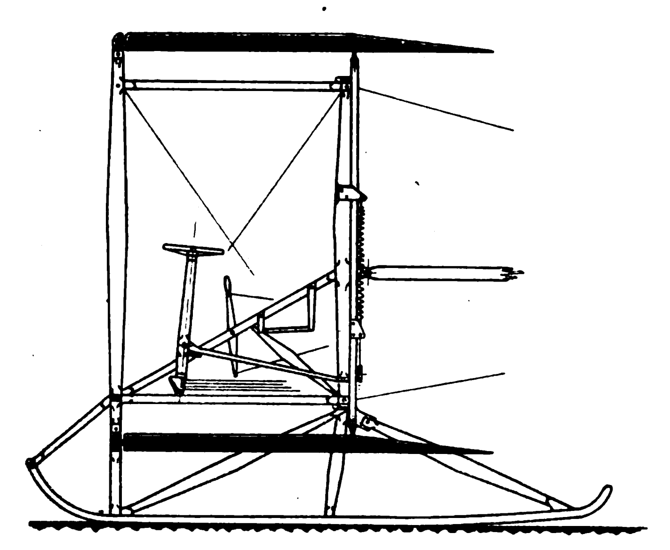


Abb. 12. Prinzip des Doppeldeckers mit steuerbaren Tragflächen aus Abb. 11.

piellen Aufbau und das Steuerschema. Der Stirnwiderstand dieses Flugzeuges war sehr hoch und die komplizierte Steuerung, welche außer den Tragflächen die Betätigung eines hinter den Tragflächen liegenden Höhensteuers vorsah, führte zu vorzeitigem Bruch. Einzelheiten der Konstruktion wurden im »Flugsport« Nr. 22 vom Oktober 1920 veröffentlicht.

Bei dem erwähnten Flug von Harth und seinem Start von der Stelle brauste ein Sturm von 12 m/s über die Rhönhöhen, der stoßweise auf 20 m/s anwuchs. Der Flug lehrt uns,

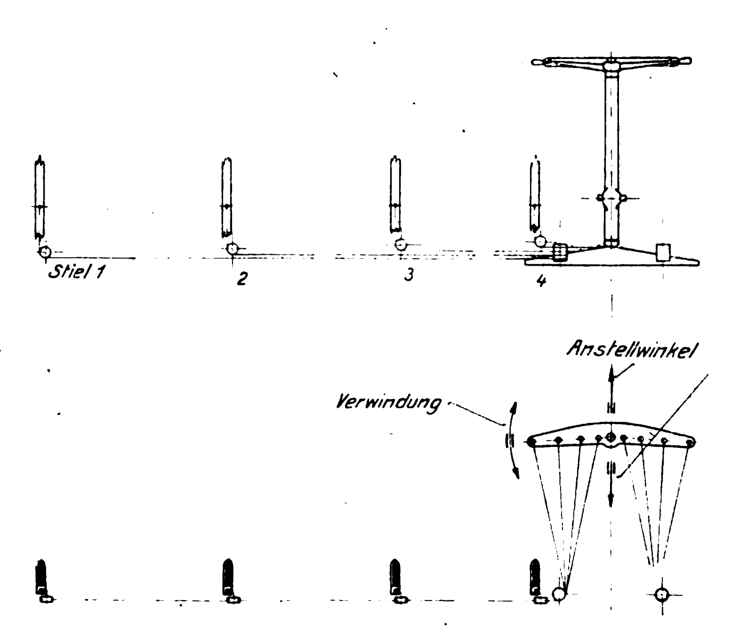


Abb. 13. Steuerschema des Doppeldeckers mit steuerbaren Tragflächen aus Abb. 11.

daß Segelflug und Start von der Stelle prinzipiell gelöst sind. Jedoch erkennen wir angesichts der großen Gefährlichkeit und Seltenheit solcher Stürme die Notwendigkeit einer Verfeinerung der Apparate, um auch bei schwachem Wind von der Stelle starten und fast unbeschränkte Zeit segeln zu können. Die oben gezeigten Mittel hierzu sind zu ergänzen durch die Forderung möglichst geringer Einheitsbelastung und gutem Seitenverhältnis der Tragfläche.

Fünfmotoren-2000-PS-Caproni-Dreidecker.

Von E. Meyer.

Nach seinen dreimotorigen Dreideckern[1]) hat Caproni noch einen bisher wenig bekannt gewordenen Fünfmotoren-Dreidecker herausgebracht. Diese Maschine verfügt über 5 Isotta-

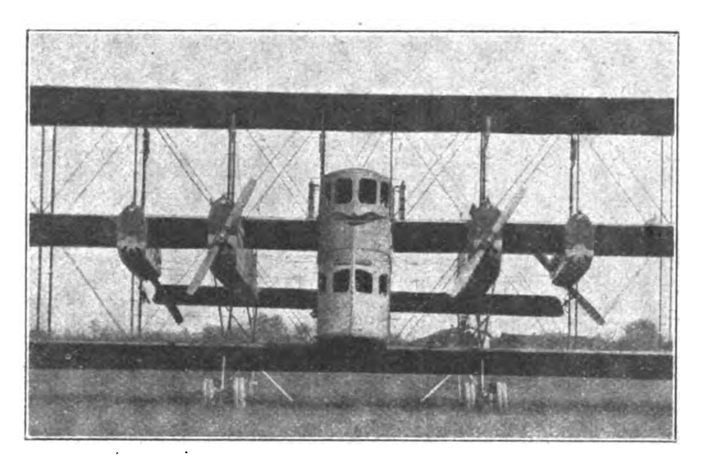


Abb. 1. Vorderansicht des 2000-PS-Caproni-Dreideckers.

Fraschini-Motoren zu je 400 PS, insgesamt also über 2000 PS Die Gesamtzuladung wird mit 3500 bis 4000 kg, die Geschwindigkeit mit 140 bis 150 km/h und der Brennstoffverbrauch je h mit 200 kg angegeben. Offensichtlich handelt es sich hierbei um einen Brennstoffverbrauch, der für den Flug mit gedrosselten Motoren und einer geringeren Geschwindigkeit als 140 bis 150 km/h gilt.

In konstruktiver Hinsicht ist das Fünfmotoren-Caproni-Flugzeug als eine Weiterentwicklung des Dreimotoren-Verkehrs-Dreideckers zu bezeichnen. Zelle, Seitenrumpf, Leitwerk und Fahrgestell zeigen die gleiche Konstruktionsweise wie beim

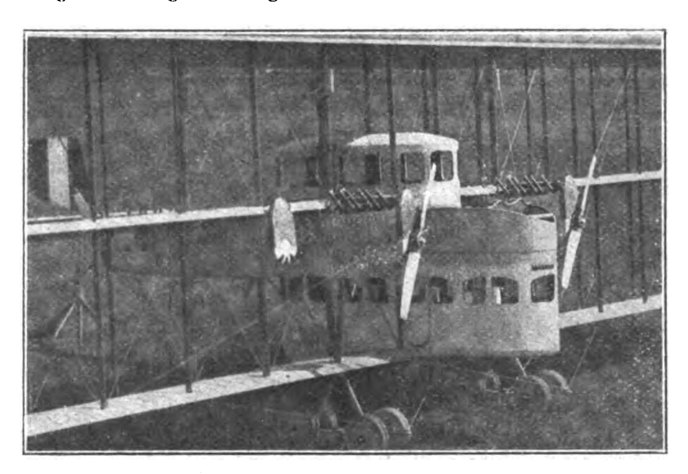


Abb. 2. Vordere Motorenanlage, Abteils und Führersitze des 2000-PS-Caproni-Dreideckers.

Dreidecker; jedoch sind die Motoren der Seitenrümpfe beim Fünfmotoren-Typ besser verkleidet und gegen das Unterdeck durch Gabelstiele abgestützt. Ferner ist jeder Stiel bei der Fünfmotoren-Bauart zweimal abgespannt, so daß zusammen 8 Abspanndrähte von ca. 30 m Länge quer durch die Zelle hindurchlaufen. Dieses entspricht einer Gesamtlänge von ca. 250 m; hierdurch entsteht ein entsprechend großer, schädlicher Widerstand.

[1]) Vgl. ZFM 1919, S. 265/267.

Der vierte und fünfte Motor ist unmittelbar unterhalb des Mittelflügels dort angeordnet, wo das erste Stielpaar außerhalb der Seitenrümpfe ansitzt. Charakteristisch für die Konstruktionsweise dieser Maschine ist es, daß die äußersten Motorenanlagen in seitlicher Richtung durch eine Anzahl starker Kabel gehalten werden. Jeder der äußersten Motoren wirkt auf eine Druckschraube. Die Kühler aller dezentralen Motoren sind als flache Bugkühler ausgebildet und schließen vorn ihren Rumpf bzw. ihre Motorenanlage ab.

Das Abteil zeigt insofern eine bisher ungewohnte Bauart, als es zwei »Stockwerke« aufweist. Der untere Teil befindet sich zwischen Mittel- und Unterflügel, erstreckt sich um einiges durch die Zelle, zeigt einen mittleren Gang in dem unteren, größeren Raum und zwei beiderseits von diesen derart angeordneten Reihen von Sitzplätzen, daß sich immer je zwei Fluggäste den Rücken zukehren bzw. einander gegenübersitzen. Diese Sitzanordnung nützt den Raum gut aus und darf auch für die Fahrgäste als angenehm bezeichnet werden. Jedem Fluggast steht ein Fenster zur Verfügung.

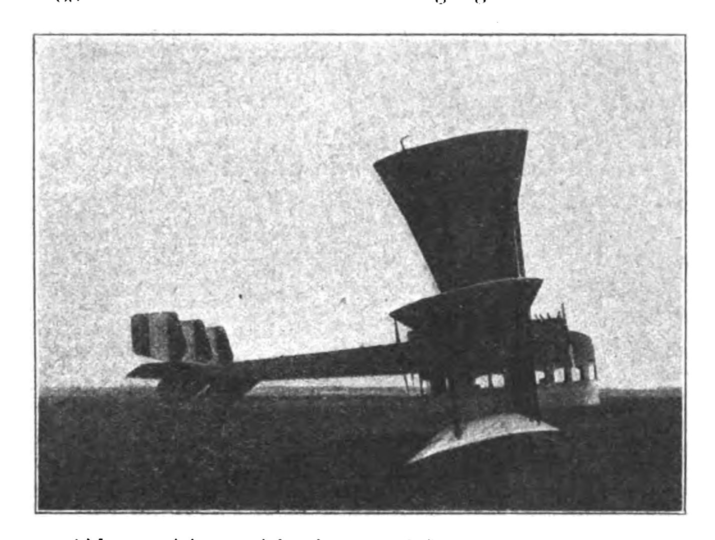


Abb. 3. Seitenansicht des 2000-PS-Caproni-Dreideckers.

Während der hintere Teil der Abteilanlage den mittleren Motor trägt, ist vorn auf dem unteren »Stockwerk« des Abteils ein Raum für Gepäck und dahinter die Sitzanlage für zwei Führer derart angeordnet, daß die Führer frei sitzen. Hinter den Führersitzen schließt sich der obere Teil der Abteilanlage an. Sowohl der untere als der obere Teil des Abteils dieser Bauart zeigen deutlich, daß die Caproni-Bauart mit zentralem Druckmotor die Verwendung von Sitzräumen mit günstigster Form hinsichtlich der Größe des Stirnwiderstandes sehr erschwert bzw. ausschließt.

Was die Flugfähigkeit der Fünfmotoren-Bauart Capronis nach Ausfall eines oder mehrerer Motoren angeht, so ist zu sagen,

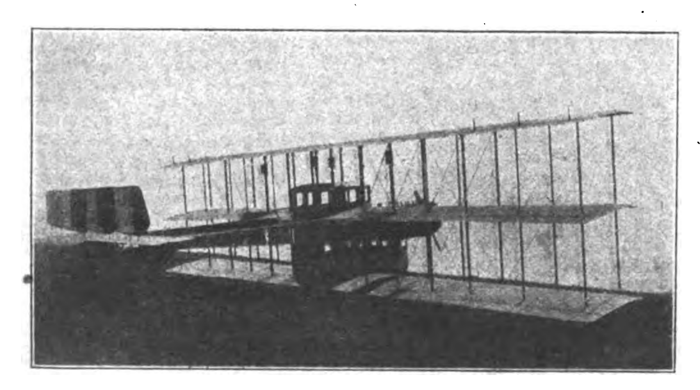


Abb. 4. Rückansicht des 2000-PS-Caproni-Dreideckers.

daß eine Überlegenheit der Caproni-Bauart über die Bauarten der deutschen R-Flugzeuge mit 4, 5 und 6 Motoren in dieser Hinsicht nicht vorhanden ist, insbesondere dann nicht, wenn einer der äußersten Motoren des Caproni-Flugzeuges ausfällt und wenn die deutsche Bauart des Linke-Hofmann-R II-Flugzeuges zum Vergleich herangezogen wird.

Das Abteil des 2000-PS-Caproni-Dreideckers bietet insgesamt für 30 Fluggäste Platz. Setzt man eine Höchst-Nutzlast von 4000 kg voraus, rechnet man für zwei Führer 140 kg ab, zieht man eine Reisegeschwindigkeit von 100 kg/h in Verbindung mit einem Brennstoffverbrauch von 200 kg/h hinzu, so erhält man für Flugzeiten, Brennstofflasten, Flugwege und Gepäcklast bei 30 Fluggästen im Gesamtgewicht von 2100 kg folgende Zahlentafel:

Flugzeit in h	Erforderliches Benzin und Öl in kg	Reiseweg in km	Verfügbare Last für Gepäck usw. in kg
1	200	100	1560
2	400	200	1360
3	600	300	1160
4	800	400	960
5	1000	500	760
6	1200	600	560
7	1400	700	360
8	1600	800	160

Bereits bei einem Flugweg von ca. 800 km bzw. bei 8 h Flugdauer tritt der Augenblick ein, in dem keinerlei Gepäck mehr außer den Fluggästen mitgenommen und in dem bei 30 Fluggästen auch der Flugweg nicht weiter fortgesetzt werden kann.

Nimmt man einmal 15 Fluggäste mit einem Gesamtgewicht von 1050 kg und im übrigen die gleichen Daten an, so läßt sich ferner folgende interessante Zahlentafel aufstellen:

Flugzeit in h	Erforderliches Benzin und Öl in kg	Reiseweg in km	Verfügbare Last für Gepäck usw. in kg
1	200	100	2610
2	400	200	2410
3	600	300	2210
4	800	400	2010
5	1000	500	1810
6	1200	600	1610
7	1400	700	1410
8	1600	800	1210
9	1800	900	1010
10	2000	1000	810
11	2200	1100	610
12	2400	1200	410
13	2600	1300	210
14	2800	1400	10

Bei Verminderung der Zahl der Fluggäste läßt sich also, wie diese Zahlentafeln sehr deutlich zum Ausdruck bringen, eine bedeutende Vergrößerung des Flugbereichs erzielen. Noch mehr käme eine solche zustande, wenn eine nennenswerte Brennstoffverbrauch-Verminderung mit dem Fortschreiten der Entwicklung des Flugzeugbaues verbunden ist. Bei 15 Fluggästen kann die Fünfmotoren-Caproni-Bauart also in 14 Flugstunden einen größten Reiseweg von ca. 1400 km zurücklegen. Werden keine Nutzlasten und nur Betriebsstoffe sowie zwei Führer mitgenommen, so läßt sich die Flugdauer dieser Bauart auf ca. 19 h und der Flugweg auf rd. 1900 km ausdehnen.

Lassen schon diese Zahlen einen Schluß auf den geringen aerodynamischen Gütegrad dieser Maschine zu, so tut dies noch mehr der Anblick der beistehenden Bilder (s. Abb. 1 bis 4).

Bücherbesprechungen.

The Theory and Practice of Aeroplane Design. Von S. T. Andrews und S. F. Benson, The Directly-Useful Technical Series. London 1920. Chapman & Hall, Ltd. 8°. 454 S. mit 308 Lichtb. und Skizz. sowie 74 Zahlentaf. Preis gebunden sh 15/6.

Dieser Band der ausgezeichneten D.U.-Sammlung technischer Handbücher von Chapmann & Hall enthält eine Einführung in den Flugzeugbau für Ingenieure, die aus anderen Fachrichtungen kommend zur Konstruktion von Flugzeugen übergehen. Die beiden ersten Abschnitte bringen eine kurze Übersicht über die aerodynamische und statische Seite des Entwurfes sowie über die gebräuchlichen Baustoffe. Der dritte Abschnitt geht des näheren auf die Flügelformen und die Verwendung von Windkanalmessungen, der vierte auf die rechnerische und zeichnerische Ermittlung der Kräfte im Flügelfachwerk und der fünfte Abschnitt endlich auf den eigentlichen Entwurf der Flügel an Hand bewährter Ausführungen ein. In den folgenden Kapiteln werden die Ermittlung und konstruktiv



mögliche Herabsetzung der schädlichen Widerstände und im Anschluß daran Entwurf und Durchrechnung von Rumpf und Fahrgestell behandelt. Ein kurzer Abschnitt ist dem Entwurf der Luftschraube, ein weiterer der Stabilitätstheorie gewidmet. Letzteres Kapitel fußt zum weitaus größten Teile auf älteren Untersuchungen von Lanchester, Bryan und Bairstow und erscheint uns in wesentlichen Punkten zu sehr überholt, als daß ihm in einem neuzeitlichen Werk über Flugzeugkonstruktion noch irgendwelche Daseinsberechtigung beizumessen wäre. Weitaus wertvoller mutet der Abschnitt über den Entwurf des Leitwerks an, der — sei es nun mit oder ohne Kenntnis der entsprechenden deutschen Arbeiten von Fuchs, Hopf und Hamburger[1] — uns gut bekannte Untersuchungen über statische Längsstabilität und Längsmomentenausgleich bietet und sogar mit deutschen Momentendiagrammen ähnlichen Schaubildern für Flügel- und Schwanzmomente aufzuwarten vermag (die deutschen Momentendiagramme sind qualitativ aus den auf S. 366/367 gegebenen durch Drehung um 90° und Spiegelung zu erhalten). Die wesentlichen Folgerungen hinsichtlich einer stabilen Schwerpunktlage werden allerdings von den Verf. nicht genügend betont. Der zwölfte Abschnitt des Buches bringt Ausführungen über Leistungsberechnung und Leistungsprüfung. Dieser Abschnitt hätte u. E. viel reichhaltiger gestaltet werden können, ein Mangel, über den auch nicht die eingefügte Theorie einiger Flugzeugmeßgeräte hat hinweghelfen können. Ein recht lesenswertes Kapitel ist dem Gesamtentwurf des Flugzeuges gewidmet. An Hand eines vollständig durchgeführten Musterbeispiels, das zumal im aerodynamischen Teil fast nur auf Faustformeln aufgebaut ist, wird uns ein ausgezeichneter Einblick in englische Konstruktionsverfahren gewährt, wobei wir mit Befriedigung eine Überlegenheit der deutschen Technik festzustellen vermögen. Im letzten Abschnitt wird ein Überblick über englische Flugzeuge gegeben.

Zusammenfassend muß von dem recht beachtlichen Werk gesagt werden, daß es vielerorts — besonders im aerodynamischen Teil — veraltet ist, zumal da die nach dem Kriege zur Veröffentlichung freigegebenen Untersuchungen des englischen Advisory Committee for Aeronautics und andere wichtige Veröffentlichungen nicht berücksichtigt worden sind. Die Ansicht Lanchesters vom Anwachsen des Flugzeuggewichtes mit der Größe z. B. ist aber auch längst durch die Praxis widerlegt. Die in vieler Beziehung recht wertvolle Profilauswertung mit Lilienthalschen oder Eiffelschen Polaren ist vollständig übersehen und wird sicherlich von manchem Leser vermißt werden. Die Anschauungen über den Hochdecker (S. 132) und über Flügelquerschnitte bedürfen bei einer zweiten Auflage unbedingt einer eingehenden Umarbeitung, da sie mit Ergebnissen der Wirklichkeit in krassem Widerspruch stehen. Viele der gegebenen Faustformeln dürften heute längst nicht mehr zutreffen, so z. B. die dem Jahre 1911 entstammende Erfahrungsformel für die Flügelgewichte von Ein- und Doppeldeckern (S. 151). Überhaupt hat man an vielen Stellen den Eindruck, als ob die Aerodynamik den Verfassern etwas ferner zu liegen scheint als die übrigen Gebiete des Flugzeugbaues, sie auch in baulicher Beziehung vom althergebrachten, zweistieligen und üppig verspannten Doppeldecker sich nicht freizumachen verstanden haben, obwohl ihnen sicherlich zur Zeit der Niederschrift deutsche Flugzeuge modernster Bauart nicht unbekannt gewesen sein können. Seeflugzeuge haben überhaupt keine Behandlung gefunden.

Abgesehen von diesen Mängeln ist das sehr klar und faßlich geschriebene Werk als eine wertvolle Neuerscheinung auf dem flugtechnischen Büchermarkt anzusprechen. Die Ausstattung ist sehr gut; jede Rechnung ist an einem ausführlich gehaltenen Beispiel erläutert und durch beigegebene Zahlentafeln, Rechentafeln oder Schaubilder nach Möglichkeit erleichtert. Eine große Menge für den praktischen Gebrauch gut verwendbarer Zahlenangaben und Konstruktionsbeispiele bilden eine willkommene Bereicherung des Inhaltes.

Das Studium des Werkes dürfte auch für den deutschen Konstrukteur nicht ohne Wert sein. Weyl.

Der Mensch als Kraftmaschine. Von Prof. Dr. Karl Oppenheimer. 118 S. Leipzig 1921. Verlag von G. Thieme.

Das Buch würde weniger auffallend, aber vielleicht zutreffender lauten »Der tierische Organismus als Kraftmaschine« und behandelt in einer für den Techniker nicht ohne weiteres zugänglichen und genießbaren Ausführlichkeit die Umsetzung der dem tierischen Organismus zugeführten Nährstoffe in Arbeit. Es wird dabei untersucht, in wie weit thermodynamisch diese Umsetzung erklärbar und nachprüfbar ist. Es ergibt sich besonders bezüglich der Anwendbarkeit des zweiten Hauptsatzes der mechanischen Wärmetheorie ernsthafte Schwierigkeit.

Wenn das Buch auch in erster Linie nur für den Biologen, Physiologen, Mediziner in allen Einzelheiten lesbar ist, so ist es doch auch für den Techniker, wenn er sich mit seinem Gedankenkreis fernliegenden, mehr biologischen Detailfragen nicht zu sehr aufhält, zu lesen anregend. Besonders angenehm berührt, daß, was bei derartigen Büchern nicht immer der Fall ist, das Buch auch in physikalischer Hinsicht einwandfrei ist, abgesehen vielleicht davon, daß das Wort »Arbeit« meist richtig Arbeit in mechanischem Sinn, zwischendurch aber auch mehr allgemein »Anstrengung« bedeutet.
A. Baumann.

[1] Vgl. die »Technischen Berichte der Flugzeugmeisterei«.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

1. Der nächste Flugtechnische Sprechabend unserer Gesellschaft findet am 12. Dezember 1921 statt. Dipl.-Ing. Schwager wird die „Übertragung der Erfahrungen des Flugzeug- und Motorenbaues auf den Kraftwagenbau" besprechen und dazu einige Lichtbilder und die Originalfilms vom Automobilrennen und der Automobilausstellung vorführen.

Weiterhin sind folgende Flugtechnische Sprechabende in Aussicht genommen:

27. Januar 1922: Thema noch nicht festgelegt.
10. Febr. 1922: Prof. Wigand »Über das Sichtproblem«.
10. März 1922: Prof. Hugershoff »Eigene Erfahrungen auf dem Gebiete der Photogrammetrie aus Luftfahrzeugen«.

2. Die **Beiträge für 1922 sind fällig.** Es wird gebeten,
M. 80.— für ordentliche Mitglieder und
M. 240.— für außerordentliche Mitglieder
auf unser Postscheckkonto Berlin 22844 zu überweisen.

3. Das seinerzeit mit der Verlagsbuchhandlung Richard Carl Schmidt & Co. getroffene Abkommen betreffs Ermäßigung der Preise für die einzelnen Bände des »Handbuchs für Flugzeugkunde« hat sich insofern geändert, als sich die Preise seit dem 1. Oktober ds. Js. wie folgt belaufen:

Band VI, 1 Dechamps & Kutzbach: »Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren«,
M. 90.— abzügl. 15 vH Rabatt für unsere Mitglieder.
Band VI, 2 Pülz: »Kühlung und Kühler von Flugmotoren«,
M. 60.— abzügl. 15 vH Rabatt für unsere Mitglieder.
Band IX, Niemann: »Funkentelegraphie im Flugzeug«,
M. 130.— abzügl. 15 vH Rabatt für unsere Mitglieder.

Bei Zusendung wird das Porto noch mitberechnet.

Diese Vergünstigung kann jedoch nur beim Bezug durch unsere Gesellschaft selbst stattfinden.

4. Anläßlich der VII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung in München wurde eine photographische Aufnahme sämtlicher Teilnehmer gemacht. Abzüge derselben sind in unserer Geschäftsstelle zum Preise M. 10.— zuzügl. Porto zu beziehen.

5. Infolge der dauernd steigenden Portounkosten bitten wir unsere Mitglieder dringend, bei Anfragen usw. stets das Rückporto beizufügen

6. Neuaufnahmen:

Ordentliche Mitglieder:
R. Schurig, Direktor des Lloyd-Luftdienstes, Bremen, Contrescarpestr. 162.

Ab 1. 1. 1922:
stud. ing. Joachim von Wulffen, Dresden-A., Strehlenerstraße 22/I.
Dr. phil. h. c. Hugo von Abercron, Charlottenburg, Dahlmannstr. 34.
Frantz, Warnemünde, Kirchplatz 2.
Regbmstr. a. D. F. Höpken, Warnemünde, Flugplatz.

7. Adressenänderungen:

v. Dickhuth-Harrach, Berlin W 57, Bülowstr. 6.
Dipl.-Ing. G. Lachmann, Göttingen, Walkmühlenweg 2.
A. F. Fleischer, Berlin-Treptow-Süd, Scheiblerstr. 4
Hauptm. a. D. Max Borchers, Berlin-Pankow, Binzstr. 1/II b. Jaschke.

Der Geschäftsführer:
Krupp.



Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Ein neuer Geschwindigkeitsrekord wurde am 20. v. M. von Sadi Lecointe aufgestellt. Auf einem Nieuport 300 PS Eindecker erreichte er eine Stundengeschwindigkeit von 330 km. (Pall Mall Gazette vom 27. 9. 21.) **21/43. 13.**

Deutschland.

Statistik der Postflüge des Rumpler-Luftverkehrs auf der Strecke Augsburg—München—Fürth/Nürnberg—Leipzig—Berlin im Monat Oktober 1921.

Flug-Strecke	Anz. d. vorgesehenen Flüge	Planmäßige km	Geflogene km	Durchschnittl. Flugzeit h min	Anz. d. Passagiere	Beförderte Post in kg	Zuverlässigkeit in vH
Berlin Leipzig	31	4050	4350	1 5	25	29	93
Leipzig Berlin	31	4050	4200	1 10	15	28	92
Augsburg München Fürth/Nbg.	31	6380	6090	1 50	64	28	95
Fürth/Nbg. Leipzig	31	7068	6384	2 10	10	28	90
Leipzig Fürth/Nbg.	31	7068	5928	2 20	16	26	83
Fürth/Nbg. München Augsburg	31	6380	5622	1 50	65	28	88
Insgesamt:		36208	32614		195		90

Die Oktoberstatistik des Rumpler-Luftverkehrs zeigt dasselbe Bild wie die der früheren Monate. Zuverlässigkeit, Anzahl der Passagiere sind sich trotz des nicht zu Vergnügungsflügen einladenden Wetters gleich geblieben. Vorstehende Zahlentafel gibt Aufschluß über die Ergebnisse der einzelnen Strecken.

Amerika.

Der Ankauf eines Zeppelins, und zwar am besten unmittelbar von Deutschland, als Ersatz für das vernichtete Luftschiff R. 38 (ZR 2) wird vom amerikanischen National Advisory Committee for Aeronautics vorgeschlagen. In der Begründung hierzu heißt es:

1. Starrluftschiffe sind zuerst in Deutschland entwickelt worden; nur dort liegen im Kriege und Frieden erworbene praktische Erfahrungen vor.

2. Die Engländer haben die Starrluftschiffe weiter entwickelt, arbeiteten aber nach deutschen Vorbildern.

3. Das Ergebnis der von England angestellten Untersuchungen über die Ursache des Unfalls bleibt abzuwarten, sicher ist aber, daß die Verwendung brennbaren Gases zur Vernichtung vieler Menschenleben beitrug.

4. Amerika hat reiche Heliumquellen. Die Verwendung dieses Gases ist in Amerika am weitesten entwickelt.

5. Das bisherige Programm der Vereinigten Staaten ist als ein »sehr vorsichtiges« zu betrachten.

6. Ein Unfall, dessen Ursache festgestellt werden kann, ist kein Anlaß dafür, dieses Programm aufzugeben. (Aerial Age, New York, 26. 9. 21.) **21/43. 26.**

China.

Eine Luftverwaltungsschule zur Ausbildung von Flugplatzverwaltungspersonal wurde vom chinesischen Luftfahrtdepartement eingerichtet. Die Lehrgänge dauern drei Monate. Ausgebildet werden Beamte des Luftfahrtdepartements und Angehörige der Flugschule in Nan-Yuan. (Aerial Age, New York, 26. 9. 21.) **21/43. 22.**

Der Bau chinesischer Wasserflugzeuge, die von chinesischen Ingenieuren entworfen wurden und deren Material, mit Ausnahme der von Amerika gelieferten Motoren, in China hergestellt wurde, wurde auf der Regierungswerft in Foochow vorgenommen. Probeflüge waren erfolgreich. Die Flugzeuge sind für die chinesische Regierung bestimmt. (Aerial Age, New York, 12. 9. 21.) **21/43. 24.**

Frankreich.

Ein Segelflugwettbewerb wird von Frankreich, angespornt durch die deutschen Erfolge beim Rhönsegelflug, für das Jahr 1922 geplant. Die Wettbewerbsregeln werden in Kürze bekanntgegeben werden. (Flight, London, 29. 9. 21.) **21/43. 11.**

Mexiko.

Mexikanische Luftverkehrskonzession. Der Abschluß eines Luftverkehrsvertrages zwischen der mexikanischen Bundesregierung und der Compania Mexikania de Transportacion (die Herren Winship und Lawson) wird durch das Diario Official gemeldet. Gegenstand des Vertrages ist Einrichtung und Betrieb eines Luftverkehrsdienstes mittels Flugzeugen zur Beförderung von Fluggästen, Eilgütern und Post zwischen folgenden Punkten: Mexiko, D. F., Veracruz, Ver., Tuxpan, Ver., Tampico, Tamps., Saltillo, Coah., Monterrey, N. L., Matamoros, Thamps., Nuevo, Laredo, Thamps. und San Luis Potosi, S. L. P. Der Vertrag läuft zunächst auf 10 Jahre. Das Unternehmen kann für Fluggäste und Eilgüter für die Dauer der ersten drei Jahre der Konzession folgende Höchstsätze erheben:

Fluggäste: Für jeden zurückgelegten Personen-km 0,50 Pesos. Auf jeden Fahrschein werden 10 kg Freigepäck zugelassen.
Eilgüter: Für jeden t/km 8,00 Pesos.

Die Gesellschaft ist verpflichtet, auf jeder Reise bis zu 25 kg Post kostenlos zu befördern; für überschießende Mengen kann sie 5 Peso je kg erheben. Bei jeder regelmäßigen Reise ist ein Platz für Beamte, die die Linie in dienstlichem Auftrage benutzen, zu reservieren. Das Unternehmen hat das Recht, während der beiden ersten Jahre erfahrene ausländische Flugzeugführer zu beschäftigen, an deren Stelle mexikanische Flugzeugführer treten, falls solche mit den erforderlichen Fähigkeiten erhältlich sind. Für den ganzen Zeitraum des Betriebs der Linie ist das Unternehmen von der Zahlung aller örtlichen oder staatlichen Steuern und Abgaben befreit. Für die Dauer von zwei Jahren hat das Unternehmen das Recht, seine gesamten Flugzeuge und Materialien zollfrei einzuführen. Es hat seinen Sitz in Mexiko, seine Reparaturwerkstatt in Tampico. (Diario Official, Mexiko, den 15. Aug. 1921.) **21/43. 30.**

Polen.

Die Luftfahrt in Polen ist Gegenstand eines Aufsatzes im »Aeroplane«. Die Bodengestaltung Polens, die mit Ausnahme des Südens durchweg flach ist, ist für die Luftfahrt sehr geeignet. Das Land ist schwach bevölkert; die gewöhnlichen Verkehrsmittel sind noch ziemlich unentwickelt. Die niedrige Wintertemperatur — bis 30° unter Null — und beträchtliche Schneefälle sind die größten Hindernisse für die Luftfahrt. Die Organisation der polnischen Luftfahrt ist in Zivil- und Militärluftfahrt getrennt. Beide Organe arbeiten aber zusammen. Die Rohstoffe werden zunächst durch einen Zivilinspektor und dann durch einen Offizier geprüft. Das Einfliegen neuer Flugzeuge geschieht ebenfalls zunächst durch einen Zivilflieger, dann durch einen Offizier. Verwendet werden Flugzeuge aller Art: Breguets, Spads, Moranes, Salmsons, Nieuports, D.H. 9-Flugzeuge, Sopwith-Dolphins, Bristols, Ansaldos, Fokker, Gothas, Friedrichshafen-Flugzeuge, Albatros, D. F. W., L. V. G.-Bauarten, sowie Hannoveraner, Halberstadt- und Rolandtypen. Die meisten deutschen Maschinen befinden sich in Posen, wo eine Flugschule eingerichtet ist. Französische und englische Flugzeuge herrschen in Warschau vor. In Lemberg werden hauptsächlich italienische Typen geflogen.

Zwei Zivilluftfahrtgesellschaften sind vorhanden, die Franco-Polnische Luftfahrtgesellschaft, die einen Verkehr Danzig—Warschau—Paris betreiben will und eine rein polnische Gesellschaft, die angeblich die Strecke Danzig—Warschau—Posen—Krakau regelmäßig fliegen soll. (Aeroplane, London, 28. 9. 21.) **21/44. 18.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Landen im Nebel (Note on Landing in Fog). — F. A. Lindemann, Bericht Nr. 726 des Forschungsausschusses für Luftfahrt (Aeronautical Research Committee, Reports and Memoranda Nr. 726), Febr. 1921, S. 1/6 (4 S., o. Abb.).

Ein gefahrloses Landen im Nebel erscheint möglich, wenn bei Vereinbarung eines zu einer bestimmten Fluggeschwindigkeit gehörenden Gleitwinkels unter Berücksichtigung des Windes zwei oder vier kleine Fesselballone so oberhalb der Nebelschicht verankert werden, daß dem Flieger oberhalb des Nebels ein Fixpunkt und eine Gleitrichtung bezeichnet werden, durch die er unter Innehaltung des festgesetzten Gleitwinkels den Flugplatz sicher erreicht. Das Abfangen kann dann selbsttätig oder mit Hilfe einer Vorrichtung zum Anzeigen der Bodennähe bewerkstelligt werden. W.

21/44. 21.

Flugzeugbeschreibung. Der neue Fokker F IV-Verkehrseindecker. — Flugsport, Bd. 13, Nr. 21, 12. Oktober 1921, S. 462 bis 466 (5 S., 1 Zahltaf. der mit F III zurückgelegten Verkehrsflüge, 1 Lichtb., 3 Übersichtsskizz. m. Maßangab.). W. **21/43. 38.**

Flugzeugbeschreibung. Der Handasyde-Verkehrseindecker, bei der Handasyde Aircraft Co. im Bau, besitzt einen unmittelbar auf dem hohen Rumpf gelagerten, freitragenden Flügel mit dickem Querschnitt.

Entworfen sind zwei Verkehrseindecker, die sich lediglich durch Motor und Abmessungen voneinander unterscheiden.

Motor	Napier-»Lion« 450 PS	Hispano-Suiza 300 PS
Spannweite	17,4 m	14,4 m
ganze Länge	12,0 m	10,1 m
Höhe	3,1 m	2,75 m
Zuladung	0,9 t	0,45 t
Fluggewicht	3,2 t	1,9 t
Flächenbelastung	64 kg/m²	55 kg/m²
Leistungsbelastung	(450 PS) 7,1 kg/PS	(300 PS) 6,3 kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	300 km/h	180 km/h
Landegeschwindigkeit	73 km/h	73 km/h
Steigzeit auf 1 km Höhe	5 min	5 min
Rechnungsgipfelhöhe	5,0 km	5,0 km

— The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 15, 12. Okt. 1921, S. 321/322 (2½ Sp., 3 Übersichtskizz.). W.

21/43. 39.

Flugzeugbeschreibung. Der Pacific NC-1-Renneindecker, Erzeugnis der Pacific Airplane & Supply Co. in Venice (Cal.), entworfen von O. W. Timm, ist ein normaler Eindecker mit dickem, freitragendem Flügel. Flügeltiefe nach außen stark abnehmend. Kastenholme mit Sprucegurten und Sperrholzstegen, Rippen ebenfalls mit Sperrholzstegen und Sprucegurten (25 cm Rippenabstand). Flügelhinterkante aus Draht. Flügel und Querruder mit Stoffbekleidung. Querruder mit Stangensteuerung, ebenso wie die anderen Ruder nicht entlastet. Höhenflosse mit rechteckigem Grundriß und Kastenholmen ist freitragend gebaut. Kielflosse, Seiten- und Höhenruder Stahlrohrkonstruktion. Rumpf Sperrholzboot mit rechteckigem Querschnitt und Schildkrötenrücken, besitzt sieben 16 mm starke und 61 cm voneinander entfernte Sperrholzspanten. Hinter dem Motor Feuerschott aus Sperrholz. Zwei Fahrgestellausführungen: eins ungefedert für Rennzwecke, das andere gefedert; beide aus Stahlrohr und in bekannter normaler Formgebung. Anstelle der Kreuzverspannung anscheinend eine Querstrebe. Fahrgestell sehr leicht auswechselbar. Schwanzsporn, aus Stahlrohr und mit Gummifederung, wiegt 2,1 kg. Motor gut eingebaut. Bugkühler, Benzinbehälter als Falltank im Flügelmittelteil auf dem Rumpf gelagert.

Motor Curtiss oX5	90	PS
Spannweite	7,0	m
ganze Länge	5,95	m
Flügelfläche	11,6	m²
Rumpfgewicht	44,5	kg
Fluggewicht	560	kg
Flächenbelastung	48,2	kg/m²
Leistungsbelastung (90 PS)	6,2	kg/PS
Geschwindigkeit (im Curtiss-Rennen)	170	km/h

— The Ace, Bd. 3, Nr. 1, Aug. 1921, S. 12 u. 18 (1 Sp., 1 Lichtb.). W. **21/43. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Der Henry Potez P. XIV-Post-Doppeldecker ist ein normaler zweistieliger Doppeldecker für Postbeförderung, mit geschlossenem Abteil für zwei Reisende, ähnelt dem P. IX, aber etwas kleiner und mit geringerer Motorleistung. Holme und Rippen aus Holz, geschweißte Blechbeschläge. Ohne V- und Pfeilform oder Staffelung. Flügelstiele aus Duraluminrohr mit Tropfenquerschnitt. Seilverspannung mit doppelten Tragseilen. Baldachin von Rumpfbreite. Ruder nicht entlastet. Höhenflosse mit 0° Einstellwinkel. Holzdrahtrumpf mit geschlossenem Abteil unmittelbar hinter dem Motor; dahinter den Motor. Niedrige Einsteigtür auf der linken Abteilseite. Abteilwände mit Sperrholzbeplankung. Knüppelsteuerung. Normales Fahrgestell. Lastigkeitsregelung nicht erforderlich, da Abteil im Schwerpunkt angeordnet. Motor in zwei Metall- und zwei Sperrholzspanten gelagert, ist leicht zugänglich. Ältere Ausführung mit Bugkühler, neuere mit Lamblin-Kühler, Muster 2 G, im Fahrgestell. Benzinbehälter (280 l) hinter, Öltank (30 l) unter dem Motor. Auspuffsammler mit Schalldämpfvorrichtung.

Motor Lorraine-Dietrich	270	PS
Spannweite in beiden Flügeln	12	m
Länge	8,57	m
Höhe	3	m
Tragfläche	38	m²
Leergewicht	0,84	t
Betriebsstoffe	0,22	t
Zuladung	0,39	t
Fluggewicht	1,45	t
Flächenbelastung	38,1	kg/m²
Leistungsbelastung (270 PS)	5,36	kg/PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	185	km/h
» in 2,0 km Höhe	180	km/h
Gipfelhöhe	5,8	km
Flugbereich	800	km
Flugdauer	5	h

— E. H. Lémonon, L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 17/18, 1./15. Sept. 1921, S. 259/260 (3½ Sp., 3 Übersichtsskizz.). W. **21/43. 41.**

Flugzeugbeschreibung. Neue Potez-Flugzeuge.

Potez P. XI ist ein Jagdzweisitzer in Metallkonstruktion und mit einem Kreiselvorverdichter ausgerüstet.

Potez P. XII ist ein Jagdeinsitzer mit einem 370 PS-Lorraine-Diétrich-Motor. — E. H. Lémonon, L'Aérophile, Bd. 29, Nr. 17/18, 1./15. Sept. 1921, S. 259 (½ Sp., o. Abb. u. nähere Angab.). W.

21/43. 42.

Flugzeugbeschreibung. Der Siddeley-Siskin-Jagdeinsitzer, gebaut von der Sir W. G. Armstrong Whitworth Aircraft Ltd., ist ein normaler einstieliger Doppeldecker mit rundem Rumpf und gut verkleidet eingebautem 300 PS-Siddeley-»Jaguar«-Sternmotor (luftgekühlt). (Flugzeug ähnelt dem S. E. 5 und dem französischen H. D. 1. D. Ber.) Zylinderköpfe liegen frei; Nabenhaube mit Kreisausschnitt in der Mitte. Fahrgestell anscheinend mit geteilter Achse und Strebenbock nach dem Achsgelenk (wie bei den alten Morane-Saulnier-Eindeckern. D. Ber.). Hinten, etwa unterhalb des Führersitzes ein weiterer Strebenbock mit nicht klar ersichtlichem Zweck. — The Aeroplane (Aeronautical Engineering), Bd. 21, Nr. 9, 31. Aug. 1921, S. 198 (2 schlechte Lichtb. m. kurz. Text). W. **21/43. 44.**

Flugzeugbeschreibung. Mängel am Farman-»Goliath«-Verkehrsdoppeldecker. Anläßlich eines schweren Unglücksfalles, der zu einer Zerstörung des Postflugzeuges London—Brüssel in der Luft führte, muß aufs neue auf Mängel der Farman-Flugzeuge gegenüber den robusteren englischen Flugzeugen hingewiesen werden. Wahrscheinlich liegt ein Flügelbruch vor. Die Farman-Doppeldecker sind zu leicht gebaut und erfordern außerordentlich sorgsame Wartung durch geschulte Leute. Nachteilig ist auch bei der Lagerung der Motoren auf dem Unterflügel, daß das innerste Stielpaar durch die Motorverstrebung hindurchgeht, also bei einem Schraubenbruch od. dgl. in Mitleidenschaft gezogen wird und so einen Flügelbruch herbeiführen kann. In Anbetracht der verwendeten Salmson-Motoren ist das ein schwerer Nachteil. — W. H. S., The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 9, 31. Aug. 1921, S. 203 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/43. 45.**

Flugzeugbeschreibung. Die Gallaudet-Mehrmotorengondel für das Marinegroßflugboot G. B. der amerikanischen Marine hat drei 400 PS Liberty-Motoren, die auf eine dreiflüglige Luft-

schraube wirken. Zahnradgetriebe mit Kupplungen, die ein Ausschalten von jedem Motor gestatten. Die Gondel hat Stromlinienform und große Nabenhaube. Das Boot soll mit drei solcher Gondeln ausgerüstet werden, in denen nur zwei Motoren laufen und einer in Reserve bleibt.

Zahlenangaben:

Spannweite des Flugbootes	45,0	m
Länge über alles	28,4	m
Höhe	14,6	m
Länge des Bootes	20,4	m
Breite des Bootes	5,5	m
Zahl der wasserdichten Schotten	8	
Berechnete Höchstgeschwindigkeit	177	km/h
Gesamtleistung	3600	PS
Einheitsgewicht der Motorgondeln einschl. Luftschraube	1,13	kg/PS

Die Holme werden aus Stahl hergestellt, die Stiele aus Duralumin. – Aviation, Bd. 11, Nr. 10, 5. Sept. 1921, S. 279 (2 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/43. 46.**

Flugzeugbeschreibung. Spad S. 39-Schiffsflugzeug. Die vorgebaute Gleitflosse soll einem Überschlag beim Anwassern vorbeugen. (Querschnitt ähnelt einem umgekehrten Junkersprofil. D. Ber.) Ein Abwassern ist nicht möglich. Der ganze Unterflügel ist schwimmsicher und vollständig aus Holz. Rumpf und Unterflügel wie Schwimmer unterschottet. Beim Schwimmen tauchen der untere Rumpfteil und der ganze Unterflügel ein. Die Querruder sind am Oberflügel angeordnet. Die französische Marine forderte für diese Flugzeuggattung eine Steigzeit von 15 min für 2 km Höhe mit 469 kg Nutzlast und eine Geschwindigkeit von 150 km/h.

Leergewicht mit Kühlwasser	1,03	t
Fluggewicht mit Dienstlast	1,52	t
Steigzeit auf 2,0 km Höhe rd.	14	min
Höchstgeschwindigkeit	211	km/h

– L'Aéronautique, Bd. 3, Nr. 28, Sept. 1921, S. 352/353 (2½ Sp., 2 Übersichtsskizz. m. Maßangabe, 3 Skizz. von Baueinzelheit.). W. **21/44. 24.**

Flugzeugbeschreibung. Zweisitziger Longren-Doppeldecker. – V. H., Flugsport, Bd. 13, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 480/481 (1 S., 1 Lichtb., 1 Skizze der Flügelverstrebung). W. **21/44. 25.**

Flugzeugbeschreibung. Tschechischer Ae. O. 4-Jagdeinsitzer der Prager Aero-Werke. – Flugsport, Bd. 13, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 481/484 (2½ S., 1 Lichtb.). W. **21/44. 26.**

Flugzeugbeschreibung. Gabriel P 5-Sporteindecker. – Flugsport, Bd. 13, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 478/479 (1 S., 3 Lichtb.). W. **21/44. 28.**

Flugzeugbeschreibung. NC1-Renneindecker. – Flugsport, Bd. 13 Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 479/480 (½ S., 1 Lichtb.). W. **21/44. 29.**

Flugzeugbeschreibung. Watermann-Renneindecker. – Flugsport, Bd. 13, Nr. 22, 26. Okt. 1921, S. 480 (½ S., 1 Lichtb., 3 Skizz. o. Maßangeb.). W. **21/44. 30.**

Flugzeugteile. Elektromagnetische Flugzeugbremsen. Zum Abkürzen des Auslaufes auf eng begrenzten Landeplätzen wie Schiffsdecks und Hausdächer werden in die mit Rücksicht auf Nachtlandungen am besten aus Glas bestehende Landefläche starke Elektromagnete eingebettet, die im Verein mit an Kufen oder Schwimmern des Flugzeuges angebrachtem Eisenbeschlag ein beliebig abstufbares Bremsen beim Auslauf und eine zuverlässige Verankerung nach der Landung auch unter den ungünstigsten Umständen gestatten (Vorschlag von H. Gernsbach.) – Aerial Age Weekly, Bd. 14, Nr. 3, 26. Sept. 1921, S. 54/57 (3 Sp., o. Abb.). W. **21/44. 31.**

Materialkunde. Die kennzeichnenden Eigenschaften unserer Baustoffe. Man hat vorgeschlagen, die Streckgrenze vorzuschreiben; oder auch die größtzulässige bleibende Dehnung bei bestimmter Last, was in England üblich und besonders bequem zu prüfen ist.

Im Augenblick des Bruches ist der Stoff bereits formverändert, im Gegensatz zu plötzlicher oder zu wechselnder Belastung. Bei dieser sieht die Bruchfläche grobkristallin aus, es bilden sich feine Risse, die sich vereinigen. Änderung des Stoffes tritt nicht ein.

Spannt man den Probestab an einem Ende ein, belastet ihn am anderen und läßt ihn umlaufen, so sinkt die Kurve der Bruchlast abhängig von der Drehzahl erst rasch, nähert sich dann einem Grenzwert. Für kleinere Lasten erfolgt auch bei großer Wechselzahl kein Bruch. – (IV. und V. Teil einer ausführlicheren Darstellung. Fortsetzung folgt.) E. B. Wolff, Het Vliegveld, Bd. 5, Nr. 17 und 20, 13. Aug. und 24. Sept. 1921, S. 238/239 und 275/276 (7 Sp., o. Abb.). E. **21/43. 51.**

Meßgeräte. Ein neuer Sichtmesser. – A. Wigand, Physikalische Zeitschrift, Bd. 22, 1921, S. 484/487 (4½ Sp., 2 Skizz., 1 Schaub.). E. **21/43. 53.**

Motorbau. Die Flugmotoren (Umfrage des L'Air). Clerget: Die Zweimotorenflugzeuge haben sich als unbrauchbar erwiesen, da man sie praktisch nicht mit einem Motor fliegen kann (! D. Ber.). In Zukunft werden die Dreimotoren-Flugzeuge, die sich noch gut mit zwei Motoren fliegen lassen, vorherrschen. Der künftige Flugmotor wird im Prinzip der gleiche Verpuffungsmotor wie der jetzt gebräuchliche sein, doch dürfte der Zweitaktmotor später an Bedeutung gewinnen. Die gegenwärtigen Mißstände im Flugmotorenwesen beruhen lediglich auf der schlechten Beschaffenheit der benötigten hochwertigen Baustoffe, vor allem des Stahls. Bei leichter Bauart sind häufig Brüche und Zerstörungen lebenswichtiger Motorteile darauf zurückzuführen. Die Militärtechnische Abteilung des Luftfahrwesens unternimmt bereits Schritte zur Verbesserung der gelieferten Motorstähle und veranstaltet einen Motorenwettbewerb. – Henri Bergeron, L'Air, Bd. 3, Nr. 46, 5. Okt. 1921, S. 15 (2 Sp., o. Abb.). W. **21/43. 54.**

Motorbeschreibung. Der 300 PS-Salmson AZ 9 ist aus dem 250 PS-Salmson entstanden. 9 Zylinder in Sternform, wassergekühlt. Zwei Einlaß- und zwei Auslaßventile je Zylinder. Aluminiumkolben mit je 5 Ringen. Kurbelwelle mit Ausgleichgewichten, auf Kugellager gelagert. Eine Hauptschubstange mit 8 Nebenstangen. Doppelte Kolbenölpumpe zum Absaugen und Schmieren. Doppelzündung. Möglichkeit den Motor mit Preßluft anzulassen. Planetenuntersetzungsgetriebe für Großflugzeuge, Drehzahlverhältnis 1,5:1. Zenithdoppelvergaser.

Bohrung	140	mm
Hub	170	mm
Förderung der Wasserpumpe	1500	l/h
Gewicht mit Luftschraubennabe, Auspuffsammler, ohne Kühlwasser	330	kg
Normale Leistung	300	PS
Drehzahl derselben	1500	Umdr./min
Leistung bei 270 Umdr./min	270	PS
Leistung bei 1600 Umdr./min	320	PS
Leistung bei 1750 Umdr./min	350	PS
Benzinverbrauch	235	g/PSh
Ölverbrauch	20	g/PSh
Einheitsgewicht	1,10	kg/PS

– L'Aéronautique, Bd. 29, Nr. 13, 1.–15. Juli 1921, S. 217/218 (2¼ Sp., o. Abb.). Hn. **21/43. 56.**

Motorbeschreibung. Mängel der Salmson-Motoren. Motoren erfordern sehr sorgfältige Wartung, zeigen gelegentlich Heißwerden der Luftschraubennaben und führen dadurch ein Ankohlen der Luftschrauben herbei. – W. H. S., The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 9, 31. Aug. 1921, S. 203 (½ Sp., o. Abb.). W. **21/34. 57.**

Motorteile. Leichtmetalle in schnellaufenden Motoren. – W. Selve, Auto-Liga, Bd. 13, Nr. 1321, 1. Okt. 1921, S. 9/10 (4 Sp., o. Abb.). Hn. **21/43. 59.**

Motorteile. Das neue Rolls-Royce-Untersetzungsgetriebe unterscheidet sich von dem alten durch Hinzufügung einer federbelasteten Lamellenkupplung, die bei zu großem Drehmoment das innenliegende Planetenrad, das sich bei Betrieb nicht dreht, losläßt. Vor dem Planetengetriebe ist ein Schwingungsdämpfer untergebracht, der aus einer Lamellenkupplung mit 3 Scheiben besteht und bei übermäßigem Drehmoment nachgibt. – The Aeroplane, Bd. 21, Nr. 16, 19. Okt. 1921, S. 347/349 (2½ Sp., 2 Abb.). Hn. **21/43. 61.**

Motorvergasung. Eichung von Vergaserdüsen. Bei gleicher Nennbohrung fließen durch Brennstoffdüsen oft ungleiche Mengen. Durch Verwendung von zwei Düsen mit gleichem Lochdurchmesser und ungleicher Durchflußmenge in einem Doppelvergaser wird die Motorleistung in den Zylindern verschieden beeinflußt. In England werden alle Düsen nach der in 1 min durchlaufenden Flüssigkeit bei einer Druckhöhe von 50 mm WS geeicht.

Versuche wurden mit dem Meßgerät einer englischen Firma, an dem durch einen Schwimmer die Druckhöhe erhalten bleibt und die durchgeflossene Brennstoffmenge durch Meßglas abgelesen werden kann, ausgeführt. Alle Düsen hatten trotz gleichen Durchmessers sehr verschiedene Durchflußmengen. – Nach Air Service Information Circular, Aviation, Bd. 11, Nr. 10, 5. Sept. 1921, S. 283/285 (3½ Sp., o. Abb.). Hn. **21/43. 62.**

Motorzündung. Der Boschzwergzündmagnet wiegt nur 1 kg, hat 60 mm Breite, aus Dynamoblechen zusammengenieteten Polring und einen Blattfederunterbrecher. – Der Bosch-Zünder, Bd. 3, Nr. 9, 23. Sept. 1921, S. 237/238 (3 Sp., 3 Abb.). Hn. **21/43. 63.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

23. Heft · 15. Dezember 1921 12. Jahrgang

Zur Methode des Segelfluges.

Von Fr. Ahlborn, Hamburg.

Die »Bemerkungen über den Segelflug von L. Prandtl« in Nr. 14 d. Z. S. 209 veranlassen mich zu den folgenden Ausführungen:

Die Frage, in welcher Weise die arbeitsfähigen Kräfte des turbulenten Windes auf das Flugzeug übertragen werden können, beantwortet Prandtl zunächst mit der allgemeinen Regel: »Man muß die vorhandenen Windschwankungen auszugleichen suchen.« Natürlich kann ein solcher Ausgleich hier nur den Sinn haben, daß in den positiven Windstößen Energie an das Flugzeug abgegeben wird, indem die Geschwindigkeit des Windes vermindert und seine Richtung nach unten abgelenkt wird. Ein Ausgleich auch der Flauten kommt schon wegen der Wirkung der Schwere nicht in Frage.

Diese Wirkung auf die Luft kann nun nach Prandtl nur unter beträchtlichen Geschwindigkeits- und Höhenänderungen des Flugzeuges erreicht werden: »Man muß der Böe viel Widerstand entgegensetzen, der Flaute wenig, im aufsteigenden Strom durch allmähliches Aufrichten des Flugzeuges den Flügeldruck verstärken, im absteigenden durch allmähliches Drücken abschwächen«.

Wie man sieht, ist hier an indirekte Flugwirkung gedacht, d. h. Erzielung von Höhe und nachträgliche Umformung der Energie der Lage durch die Schwere in Fluggeschwindigkeit. Der Auftrieb des aufsteigenden Luftstromes soll durch Ziehen des Höhensteuers, also größeren Neigungswinkel der Tragflächen, noch verstärkt, und ebenso die schwindende Tragkraft der Luft in der Flaute durch Drücken noch vermindert werden.

Die Bedeutung dieser theoretischen Flugregel wird klar, wenn man die Änderungen der Flugbahn betrachtet, die durch die verlangte Steuerung bewirkt werden. Ohne Steuerung würde sich das Flugzeug durch die Böe und Flaute hindurch auf einer erst ansteigenden, dann im Mittel ebensoviel sinkenden Wellenlinie bewegen. Infolge der gedachten Steuerung wird die Erhebung höher hinaufgehen, aber durch Verlust an Fluggeschwindigkeit steiler aufsteigen und nachher ebenso steiler herabsinken. Würde die Bahn dabei nicht länger geworden sein, so würde das Opfer an kinetischer Flugenergie, das im Aufstieg gebracht wurde, durch die Fallbewegung genau wieder eingebracht werden, und die Geschwindigkeit des Flugzeuges würde nach dem Vorübergang des Luftwirbels ebenso groß sein, wie wenn keine Steuerung erfolgt wäre. Die größere Länge des Weges verhindert dies durch den entsprechend größeren Widerstand. Es wird also durch diese theoretische Steuerung nichts erreicht, als daß zwar die vertikale Windschwankung gedämpft, aber die vertikale Schwankung des Flugzeuges verstärkt und der Flugfortschritt veringert wird.

Dazu kommt für den Flieger das physiologische Unbehagen der nutzlosen starken Schwankungen, vor allem aber die außerordentlich erhöhte Absturzgefahr bei den Flugversuchen. In jedem Windstoß ist das langsame motorlose Flugzeug in Gefahr, zuviel von seiner lebendigen Kraft durch den Hebungswiderstand zu verlieren, seine Geschwindigkeit gegen die Luft wird immer geringer, die Luft trägt nicht mehr, und das mitgerissene Flugzeug stürzt ab. Dies Unheil wird aber durch das geforderte Ziehen in der ansteigenden Böe geradezu herausgefordert und erzwungen. Es müßten daher alle jungen Flieger dringend vor diesen Flugregeln gewarnt werden, wenn sie nicht instinktiv das Gegenteil davon ausführten. Unwillkürlich wird jeder Flieger nicht daran denken, die Windschwankungen auszugleichen, sondern die seines Flugzeuges. Er wird also bei einer Hochschwankung kein Verlangen haben, diese Bewegung durch Ziehen noch zu verstärken, sondern er wird drücken, Tiefsteuer geben und so schnell wie möglich seine Maschine in Gleitflugstellung mit den Tragflächen vornüberneigen, so daß die Hebung gebremst, dafür aber die Energie des Stoßes direkt in Fluggeschwindigkeit übergeführt wird.

Auch in der Flaute, im sog. Luftloch, sucht zwar jeder Motorflieger oben in der Luft mit stärkster Kraft und gedrücktem Steuer so schnell wie möglich zu werden, aber für das motorlose Flugzeug, das so nahe am Boden seine Flugversuche macht, paßt die Tiefsteuerung der Prandtlschen Regel durchaus nicht, denn sie würde sicheres Verderben bedeuten.

Das Ziel des Fluges liegt für den Flieger immer vorauf, er kann es nur in der Bewegung nach vorn erreichen. Jede andere Bewegung, jede senkrechte oder seitliche Abweichung von der mittleren Bahn, die dem Flugzeug durch die Windschwankungen aufgezwungen wird, beweist, daß der Flieger mit seinem Flugzeug noch nicht die volle Herrschaft über die Kräfte des Windes gewonnen hat. Dies ist bei gegebenen Konstanten des Flugzeuges, namentlich Flächenbelastung und Wendigkeit, immer nur innerhalb eines bestimmten Turbulenzbereichs möglich, und umgekehrt. Im Sturm ist der Albatros ganz in seinem Element, wenn die Landsegler ihre breiten Flügel längst eingezogen haben. Für alle Flieger gilt die Schifferregel: »Solange wie möglich Kurs halten!« Die auftreibenden Kräfte der Böen durch Tiefsteuer niederzwingen, denn nur so können und müssen sie das Flugzeug vorwärts treiben. Es gibt keine andere Art nützlichen Energiegewinns aus den Turbulenzkräften der Luft als durch den Druck und Zug der Windstöße an vornüber geneigten Flächen. Das ist der direkte Antrieb. Das Gefühl gehoben zu werden ist das untrügliche Anzeichen, daß die Luft bereit ist, Vortrieb zu leisten, sobald jene Flächenstellung durch Tiefsteuer hergestellt ist. Diesen Vortrieb zu gewinnen, ist die Hauptaufgabe des Fliegers, die Kunst des Segelns, denn Geschwindigkeit ist die Seele des Fluges.

Gegen die sinkende Bewegung in den Flauten steht dem Flieger nur das Höhensteuer zur Verfügung, dessen Betätigung immer mit Energieverlust verbunden ist. Die Vögel können dafür, wie ich im »Segelflug der Vögel« (Beiheft 5 d. Z.) gezeigt habe, in langsamen Flügelschlägen Muskelenergie aufwenden.

Gegen unsymmetrische, seitliche Windkräfte steht dem Vogel wieder die Muskelkraft zu einseitigen Flügelschlägen zur Verfügung. An Segelflugzeugen sind entsprechende Vorrichtungen erst in der Entwicklung. Ist aber einmal die Schräglage eingetreten, so folgt mit Notwendigkeit eine seitliche Krümmung der Flugbahn, Kurvenflug. Nähere Angaben hierüber finden sich in der eben erwähnten Arbeit.

Die vorstehend erörterte Methode, durch Steuerung in Gleitflugstellung Fluggeschwindigkeit aus den Turbulenzkräften zu gewinnen, ist die einzige, die bei starren Tragflächen anwendbar ist. Sie setzt voraus, daß die Länge der Turbulenzperiode, der Durchmesser des zu durchfliegenden Wirbels, groß genug ist, um für die Betätiguug des Steuers und die folgende Drehung des Flugzeuges um seine Querachse den nötigen Zeitraum frei zu lassen. Bis dies erreicht ist, wird natürlich immer ein Bruchteil der arbeitsbereiten Energie ungenützt vorübergezogen sein, nicht ohne das Flugzeug in vertikale Schwankungen zu versetzen. Geht die Flugbahn tangential durch den Wirbel, so wird die Hebung langsam einsetzen und ebenso in die Senkung übergehen, so daß die nötige Zeit für das Steuer da ist. Bei radialem Durchschreiten des Wirbels wird die Böe steiler einsetzen und die Hebung beim Durchgang durch die Achsenregion plötzlich in starke Senkung übergehen. Das Steuer wird also nicht schnell genug wirken können, und daher wieder vertikale Schwankung des Flugzeuges erfolgen müssen. Alle kleineren Wirbel, die so schnell durchflogen werden, daß die Steuerung und Umsteuerung nicht möglich ist, gehen für diese Art des Energiegewinns verloren, und es ist sehr die Frage, ob die in den langen Perioden der großen Wirbel herausgesteuerte Energie hinreicht, den ganzen Bedarf in der Zwischenzeit zu decken, ohne daß eine erhebliche Senkung der Flugbahn eintritt.

Es kann hiernach keinem Zweifel unterliegen, daß es nötig ist, die Segelflugzeuge mit solchen Einrichtungen zu versehen, die neben den seltenen, großen, auch die weit häufigeren, kleineren Turbulenzkräfte aufzunehmen gestatten, ohne daß dazu jedesmal die Steuerung nötig ist. Das Mittel dazu ist der elastisch biegsame, um seine Längsachse zur Schraubenfläche verdrehbare Flügel, der unter der Wirkung des auf-

steigenden Luftstoßes automatisch und momentan die Vortriebstellung einnimmt. Ich möchte dem, was ich über diesen Punkt in meiner Arbeit (a. a. O.) gesagt habe, hier nur eine Bemerkung hinzufügen.

Mit Ausnahme eines fliegenden Samens, der, wie Köppens Rotationsflieger, bald als solcher, bald als Gleitflieger wirkt, verwendet die Natur bei allen Organen der Ortsbewegung in Wasser und Luft stets die elastisch biegsame Fläche. Nach meinen langjährigen experimentellen Untersuchungen über die natürlichen Strömungen in Wasser und Luft ist die starre Tragfläche geradezu ein aerodynamisches Unding, das gar nicht in die Welt und den Stil der stets turbulenten Strömungen paßt. Man benutzt die starre Fläche, teils weil sie leichter herzustellen ist, teils aber auch, weil die genaue Kenntnis und das feinere Gefühl für die Vorgänge noch nicht genügend verbreitet ist, von denen alles abhängt. Freilich, wenn man 150 PS für die Beförderung eines Menschen durch die Luft einsetzen kann, schafft man alles mit roher Gewalt, aber nicht schön und ökonomisch. Ich stimme daher durchaus mit Rumpler überein, daß im feineren Ausbau der Tragfläche noch vieles zu leisten ist, und ich meine, daß dies in erster Linie und gerade für die Zwecke des Segelfluges durch die Weiterentwicklung des »Taubetyps« geschehen sollte, von der wir doch nur durch den Zwang des Krieges abgedrängt wurden.

Zur Veranschaulichung der vortreibenden Wirkung einer elastisch verdrehbaren Fläche hat Prandtl auf den sog. »Fischschwanzpropeller«[1]) hingewiesen. Seine Meinung, daß man die »Fischschwanzwirkung« für den Segelflug vielleicht durch elastische Flügelprofile werde ausnutzen können, ist mir um so weniger verständlich, als sie ausdrücklich in Übereinstimmung mit Betz ausgesprochen wird, der doch gerade in seiner dort zitierten Arbeit den Segeleffekt ganz besonders an einem, wie der Vogelflügel elastisch verdrehbaren Flügelprofil berechnet hat. Daß an den elastischen Flügeln der Taubeflugzeuge bereits sehr bemerkbare Segelwirkungen auftraten, scheint wenig bekannt zu sein; sie zeigten sich in den verminderten vertikalen Schwankungen, der außerordentlich ruhigen Fluglage und dem weiten Fortschweben beim Landen. Warum man nach solchen Erfahrungen die elastische Triebwirkung nun erst noch an unbemannten Modellen ausprobieren soll, kann ich nicht einsehen, denn daß die Windschwankungen häufig nicht groß genug sind, einen hinreichenden Vortrieb zu erzeugen, ist ebenso selbstverständlich, wie es für die aufsteigende Bewegung der Luft gilt. Wenn sich der Segelflug, wie Prandtl anzunehmen scheint, nur in dem engen Bereich eines über einen Hang aufsteigenden dynamischen Stromes ausführen ließe, so würde ich vorschlagen, alle weiteren Bemühungen als zwecklos einzustellen oder dafür einfach Drachen steigen zu lassen.

Der weiteren Meinung, es scheine nicht vorzukommen, daß die Vögel die Böen planmäßig ausnutzten, da sie dann fortwährend Sprünge und Drehungen nach allen Seiten machen müßten, es sei aber nicht ausgeschlossen, daß sie es nebenher täten, ist entgegenzuhalten, daß allerdings eine so planlose Bewegung, wie sie von Mouillard, Langley und Rayleigh als möglich erdacht wurde, ganz sicher nicht vorkommt und nicht ausführbar ist, da sie dem Wesen des Segelfluges völlig fremd ist. Dagegen ist das hier als nebenher möglich Hingestellte die Regel und eine ganz unvermeidliche, automatische Wirkung, solange der Flügel ausgebreitet ist. Daß endlich diese Wirkung wahrscheinlich in keinem Falle hinreiche, die ganze Flugarbeit ohne aufsteigenden Wind zu decken, beruht doch wohl auf einer Unterschätzung der Böigkeit in den höheren Luftschichten, und wird schon durch die Seevögel, den Albatros, widerlegt, der ein reiner Turbulenzflieger ist. Eine Ablenkung des Windes nach oben an jeder einzelnen Welle ist nur solange theoretisch denkbar, als man die hier herrschende Turbulenz nicht kennt, die ich in meiner Arbeit durch eine photographische Strömungsaufnahme anschaulich gemacht habe. Der Satz: »Ohne aufsteigenden Wind kein Segeln« ist also sicher nicht allgemein gültig.

Solange die Flugversuche am Boden kleben, sind sie gefahrvoll, wie es auch die diesjährigen Rhönflüge leider wieder gezeigt haben. Daher muß es heißen: »Los vom Boden!« in die freie Luft. Mindestens in die Höhe, wo die Vögel zu kreisen beginnen, denn erst hier hat die Turbulenz die wirksame Stärke. Wie dies zugeht, hoffe ich in einem andern Zusammenhange zeigen zu können. In diese Regionen kann aber das Flugzeug, wie der Vogel, nur mit Motorkraft gelangen, wenn man nicht von ragenden Höhen abfliegen kann. Ein leichter Motor, gerade stark genug, das Flugzeug langsam hoch zu bringen und, wenn nötig, als Hilfskraft zu dienen, wird daher für die rationelle Ausübung des Segelfluges auch vom ebenen Boden aus nicht zu umgehen sein.

[1]) Der sog. »Fischschwanzpropeller« ist eine als »Autonaut« bezeichnete Erfindung von H. Linden, Sekret. d. Zool. Stat. Neapel, aus dem Jahre 1896 und gründet sich auf eine Beobachtung an Delphinen. Diese sind wie alle anderen wasserlebigen Säugetiere durch die Luftatmung auf die Oberfläche des Meeres angewiesen und besitzen eine horizontale elastisch biegsame Schwanzflosse, durch die sie sich von den vertikalen Oszillationen der Wellen langsam forttreiben lassen können. Mit der entsprechenden Einrichtung des »Autonaut« erzielte Linden im Golf von Neapel eine Bootsgeschwindigkeit von 5 km/h. Da an den ebenen elastischen Platten des Apparats der Vortrieb sowohl bei der Aufwärts- wie bei Abwärtsbewegung erfolgt, so möchte ich die Bezeichnung »Fischschwanzwirkung« für die einseitige des gewölbten Vogel- oder Flugzeugflügels nicht empfehlen. Der Unterschied hängt damit zusammen, das an den im Wasser schwebenden Delphinen die Wirkung der Schwere ausgeschaltet ist, die beim Fluge eine Hauptrolle spielt.

Zur Aussprache zum Vortrag Hoff bei der VII. Tagung der WGL in München.

Von W. Klemperer.

Der Vortrag von Dr. Hoff und die vorgeführten Lichtbilder gaben ein so anschauliches Bild vom Leben und Treiben und Fliegen auf der Rhön, daß es höchstens noch verbleibt, ein paar Worte über die Erfahrungen zu sprechen, welche direkt in der Luft gewonnen und aus den Feststellungen der technischen Kommission bzw. des Sportleitungsdienstes allein noch nicht der Allgemeinheit zugänglich sind.

Der scheinbar rein äußerliche Erfolg einer gegen das Vorjahr verdoppelten (und nach Schluß des Wettbewerbs versechsfachten) Flugdauer, bedeutet natürlich eine mehr als doppelte bzw. sechsfache Vermehrung der Beobachtungen und Erfahrungen, die während eines solchen Fluges gemacht werden können.

Das wichtigste Problem bildet die Feststellung, ob ein Segeleffekt oder nur ein guter Gleitflug vorlag, und im besonderen, ob der Segeleffekt statischer Art (Ausnutzung von Aufwind) oder dynamischer Art (Böen- oder Schichtenausnutzung) war. Hier sind wir noch recht weitgehend auf subjektive Empfindung des Führers angewiesen, welche natürlich nicht unbedingte Anerkennung durch die Sportbehörde verlangen kann. Einen kleinen Fortschritt in dieser Hinsicht bildete diesmal die Mitnahme von Instrumenten, durch das Münchener und durch mein Flugzeug.

Ich hatte einen extra für so kleine Fluggeschwindigkeiten eingerichteten Staudruckzeiger und meinen Flügelbeanspruchungsmesser eingebaut und wenn ich noch den v. Lößlschen Fluglagenzeiger und einen Feinhöhenmesser mitgehabt hätte, so hätte ich, glaube ich, alles was nötig und nützlich ist, gehabt.

Angaben über die an den Instrumenten gemachten Ablesungen werden vielleicht nicht ohne Interesse sein. Meine mittlere Fluggeschwindigkeit relativ zur Luft betrug anfangs 10 bis 11, später knapp 12 m/s, welches letztere einem $Ca \sim 90$ entspricht. Die Polare der »blauen Maus« zeigt ein offenbar sehr flaches Maximum in der Gegend von 8 m/s. Sie läßt sich vorübergehend noch mehr überziehen, bemerkenswerterweise ohne die Seitenstabilität zu verlieren, was wohl dem nach außen an Dicke abnehmenden Profil zuzuschreiben ist. Die kleinste, beim Überziehen zur Erzwingung einer Landung vor dem Wald an der Sieblos-Tränkhoferstraße gemachte Ablesung war $\sim 4{,}5$ m/s. Ein Gleichgewichtszustand ist bei solcher Geschwindigkeit natürlich nicht möglich. Die größte vorübergehend angezeigte Geschwindigkeit war ~ 22 m/s.

Den Zuschauern, welche vom Pferdkopf aus meinen Flug am 30. August nach Gersfeld verfolgten, machte es einen



besonderen Eindruck, daß mir, nachdem ich definitiv in den Rückenwind in Richtung Gersfeld abgeschwenkt war, noch ein Höhengewinn gelang. Dieser Höhengewinn ist aber natürlich auch mit Rückenwind kein sicheres Zeichen für einen dynamischen Segeleffekt, denn es könnte ja auch lediglich ein Geschwindigkeitsopfer gewesen sein, was von ferne daran, ob nachher ein um so größerer Höhenverlust eintritt, nur unsicher zu beurteilen ist. Am Standruckmesser aber konnte ich mich in diesem und ähnlichen Fällen vergewissern, daß eben ein Energiegewinn vorliegt. Objektive Feststellungen allerdings wird man erst von zusammen registrierenden Instrumenten erwarten dürfen.

Einen tieferen Einblick in das Zusammenwirken von Bö und Steuermanöver gewährte mir der Flügelbeanspruchungsmesser, welcher die zur Profilebene senkrechte Luftkraftkomponente anzeigt. Die beobachteten Werte schwankten zwischen 0,7 und 1,8 des normalen Auftriebs. Gerade das Zusammenspiel beider Instrumente ist besonders interessant, weil der Quotient ihrer beiden Angaben dem Auftriebsbeiwert proportional ist und die Anpassung desselben an die Phase der Bö von wesentlicher Bedeutung für deren Ausnutzung ist.

Allerdings vermögen uns diese Instrumente auch nur Aufschluß zu geben über den momentanen Flugzustand und nicht viel über die nächste zu erwartende Bö. Der berühmte Böenfühler fehlt uns noch. Ich hatte aber bei meinem 13 min-Flug doch Zeit genug, eine Entdeckung in dieser Hinsicht zu machen. Wenn man nämlich sich an das langsame Fliegen mit 10 bis 12 m/s gewöhnt hat, so kann man allerhand in der Luft sehen: Mücken, Käfer, Schmetterlinge, Blumensamen, Blättchen, Papierstückchen, und als ich merkte, daß diese manchmal rechts vor mir relativ zu mir etwas aufwärts und links vor mir abwärts oder weniger aufwärts entgegen kamen, so steuerte ich natürlich nach rechts, was prompt durch einen Ausschlag des Beanspruchungsmessers und folgenden Höhengewinn belohnt wurde.

Wenn ich auch die Überzeugung habe, daß in der Rhön mir (und anderen) dynamische Segelmanöver gelungen sind, so vermag ich doch nur sehr unsicher zu schätzen, wieviel vH der ganzen Flugleistung ihnen zuzuschreiben und wieviel dabei Aufwindeffekt war. Der Aufwind ist eben ohne besonderes Manöver nutzbar und ohne Zweifel spielt er in den meisten Fällen der Erfolge keine unbedeutende Rolle. Auf ihn können wir auch nicht verzichten, denn er ist das einzige Mittel, um uns nach dem Start hinreichend frei vom Boden zu bringen, daß wir überhaupt erst genügend Raum zur Ausführung dynamischer Segelmanöver gewinnen. Überdies ist die Verteilung der Aufkomponente des Windes über dem Gelände gar nicht so einfach, und ehe man sie sich recht zunutze machen kann, muß man einiges Lehrgeld zahlen. Keineswegs ist unbedingt über dem Luvhang überall Aufstrom. Vielmehr habe ich zu mehreren Malen am Westhangplateau erfahren, daß vom Waldrand oder der Plateaukante aus große Wirbelgebilde mit horizontaler Achse sich erstrecken und an einigen Stellen des Hanges, wo er konkav gegen Luv ist, sogar Abstromgebiete erzeugen.

Eine spezielle Form der Ausnutzung vertikaler Windkomponenten ist der sog. »Knoller-Betz-Effekt«, welcher allen gut profilierten Maschinen aus den zeitlichen Schwankungen der relativen Windneigung zugute kommt, weil die Auftriebserzeugung auf die Aufwindperioden konzentriert wird. Welche praktische Bedeutung dieser Effekt beim Segelflug hat, von welcher Größenordnung er ist, und wieviel Vorteil besondere Einrichtungen zu seiner Verwertung (Flächensteuerung oder Schwanzlosigkeit) zu bringen geeignet sind, wurde experimentell noch nicht einwandfrei geklärt. Solange kann auch die Frage noch nicht als entschieden gelten, ob zum Segelfluge jede leichte, wendige Flugzeugbauart bekannter Formen geeignet ist, oder ob besondere »Segelflugzeuge« entwickelt werden müssen. Die bisherigen Erfahrungen ermutigen wohl, in beiden Richtungen weiter zu arbeiten. Keinesfalls allerdings erscheint es aussichtsreich, unter Hintansetzung der Erfahrungen anderer und ohne auf dem bisher erprobten aufzubauen, auf ganz neuen Wegen einer direkten »Lösung« des Problems nachzujagen.

Das Wichtigste für die Zukunft ist meiner Ansicht die Ausbildung geeigneter Instrumente oder Meß- und Wertungsmethoden, welche tatsächlich den Segeleffekt erfassen. Zur einwandfreien Trennung des dynamischen Segeleffektes vom (statischen) Aufwindeffekt gibt es wohl zwei Wege. Erstens, den Aufwind, und zwar nicht nur am Startort, zu messen. Dies ist eine Aufgabe für die Meteorologen, welche schon lange bekannt ist, aber sich als viel schwieriger erweist, als sie auf den ersten Blick scheint. Vielleicht lassen sich Instrumente wie die v. Lößlsche dreifach angebohrte Kugel oder die von Idrac erprobte Sondierballonmethode dazu ausbauen. Zweitens könnte man daran denken, den Aufwind in erster Näherung ganz auszuschalten. Dann muß man den Segelflieger anders starten lassen. Zum dynamischen Segeln gehören allerdings Böen oder Windverschiedenheiten, also jedenfalls Wind. Bei Wind wird es aber im Gebirge den Einwand des Aufwindes immer geben. Daß man im Flachland durch Katapultstart dem Flugzeug einigermaßen soviel kinetische Energie mitgeben kann, daß es sich ohne Aufwind dynamisch weiter helfen kann, möchte ich vorläufig noch bezweifeln. Die zu erteilende Anfangsgeschwindigkeit müßte größer sein, als es der Festigkeit der meisten Konstruktionen zuträglich wäre. Warum aber, wenn der Aufwind verpönt ist, sollen wir nicht die Anfangsenergie in Form von Höhe mitbekommen und vom Ballon starten? Sei es ein Lenkballon, ein Freiballon oder ein Fesselballon. Ich glaube nicht, daß beim heutigen Stande der Segelfliegerei der Gedanke zu kühn ist. Das Barogramm eines solchen Fluges würde immerhin dann einigen Aufschluß geben und ein dynamischer Segeleffekt als vorliegend zu betrachten sein, wenn die mittlere Sinkgeschwindigkeit merklich gegenüber der des zeitlich längsten Gleitflugs verbessert erschiene.

Ferner glaube ich, daß für die Zukunft eine Trennung des Hängegleitersports vom Segelflugstudium nötig und im beiderseitigen Interesse gelegen ist. Nicht als ob der Hängegleitersport kein Interesse mehr böte. Im Gegenteil, aber so wie die Hängegleiter durch mit größerem Aufwand von Mitteln gebaute gesteuerte Maschinen gehandicapt sind, so beeinträchtigen sie ihrerseits, wenn ihre Flüge vom Fernerstehenden mit Segelflugversuchen zusammengeworfen werden, die Ernsthaftigkeit, mit der diese Versuche betrachtet werden. Getrennte Ausschreibungen dienen vielleicht beiden Bestrebungen, doch wird wohl die Förderung der Lösung des Segelflugproblems im Vordergrund des wissenschaftlichen Interesses stehen bleiben müssen.

Luftkräfte und Beiwerte.

Kleine Beiträge zur Bezeichnungsfrage.

Von E. Everling.

1. In einem Aufsatze[1] über »Normung und Strömungslehre« beklagt W. Knight, früher Europa-Vertreter des amerikanischen Landesbeirates für Luftfahrt[2], die Zersplitterung in den Luftkraftmessungen, die sich nicht nur in der Verschiedenheit der Versuchsergebnisse in den einzelnen Windkanälen, sondern sogar in deren Darstellung, wie überhaupt in der Bezeichnung zeigt: »Die Strömungswissenschaft sollte nicht allein nach gleichartigen Meßergebnissen trachten, sie sollte auch deren Anwendung durch den Praktiker erleichtern helfen. Der Kongreß (den Knight zur internationalen Vereinheitlichung der Luftkraftmessungen vorschlägt) müßte daher auch die Normung von Formelgrößen und Bezeichnungen bearbeiten.«

Die Göttinger Anstalt hat während des Krieges die unbenannten Beiwerte des Auftriebs, Widerstands usw. auf den Staudruck bezogen, die englische Physikalische Reichsanstalt geht, wie wir früher, auf den doppelten Staudruck zurück. In Amerika, Italien und Frankreich verwendet man benannte Beiwerte, die sich auf Größen im englischen bzw. metrischen Maßsystem gründen.

[1] William Knight, Standardization and Aerodynamics, Aerial Age Weekly 13, Nr. 15 vom 20. Juni 1921, S. 343, berichtet in »Nachr. f. Luftfahrer« 21/38. 32, ZFM 12, Nr. 19 vom 15. Oktober 1921, S. 300; vgl. ferner die gleichnamige Erwiderung von L. Prandtl, Aerial Age Weekly 14, Nr. 4 vom 3. Oktober 1921, S. 79—80, berichtet in »NfL« 21/45. 21, ZFM 12, Nr. 23 vom 15. Dezember 1921.

[2] National Advisory Committee for Aeronautics, »NACA«.

[3] National Physical Laboratory, »NPL«.

Bei den unbenannten Beiwerten liegt auch nicht fest, auf welche Fläche sie bezogen sind. »Diese Vielgestaltigkeit verwirrt den Leser aerodynamischer Werke völlig und zwingt ihn, die Ausdrücke umzuformen; dieser Mühe wird er sich indes meist nicht unterziehen, sondern lieber das Buch beiseite legen oder nur oberflächlich lesen« — eine Erfahrung, die viele von uns vor allem mit den englischen und amerikanischen Aufsätzen gemacht haben; und wenn wir den Krieg gewonnen hätten, wäre im Friedensvertrag das englische Maßsystem »ausgerottet« worden — nach dem scherzhaften Vorschlag eines bekannten Aerodynamikers.

2. Die Göttinger Anstalt ist während des Krieges, obgleich sich damals zahlreiche Ingenieure mit ihren Meßergebnissen befassen mußten, entschlossen zu dem Doppelten ihrer bisherigen Beiwerte übergegangen. Heute, wo die praktische Anwendung der Messungen in allen Ländern, am meisten leider in Deutschland, stark beschränkt ist, dürften zweckmäßige Änderungen sich leicht durchsetzen lassen — leichter als irgendwann später.

Warum nehmen wir den Buchstaben A für den Auftrieb, der in allen Ländern, nach dem lateinischen »area«, als Fläche, Areal verstanden werden könnte? Läßt sich W, das bei uns Widerstand, in England Gewicht (weight) bedeutet, nicht in beiden Fällen zugunsten lateinischer Wortanfänge ersetzen? Müssen die Franzosen die Leistung mit P (puissance) bezeichnen, während dieser Buchstabe (P = pondus = Last) sonst für Kraft gebraucht wird? Muß, außer dieser Verschiedenheit der Landessitten, noch jeder technische Schriftsteller so gleichgültig oder hartnäckig sein, eigene Formelzeichen zu verwenden — zur Freude seiner Leser?

Warum finden wir es durchaus in der Ordnung, daß die Geschwindigkeit in allen Ländern mit v (velocitas) oder c (celeritas) bezeichnet wird, während g (gravitas) überall die Erdbeschleunigung bedeutet? Hier ließe sich der Hebel ansetzen, und jetzt ist der rechte Augenblick, Vereinheitlichungen durchzuführen. Hat die Luftfahrtwissenschaft erst starre, geschichtlich gewordene Formen, eine abgeschlossene Gestaltungslehre und eine feste wirtschaftliche Grundlage, so ist die Verwirrung nicht wieder wegzubringen.

Durch Vorschläge über einzelne Formelgrößen, Bezugswerte, Maßsysteme unseren Vertretern auf einem »Internationalen Kongreß für Strömungsnormen« vorzugreifen, wäre anmaßend und unzweckmäßig. Daß auch wir im einzelnen ohne Schaden ändern könnten, wurde oben an einigen Beispielen gezeigt. Im übrigen bringen wir bei Vereinheitlichungen das kleinste Opfer, da wir unter Göttingens Führung in der Anpassung unserer Darstellungsart an die wissenschaftliche Erkenntnis[1]) am weitesten voran sind.

Schon eine Normung im Inlande allein brächte große Vorteile und könnte das Lesen der Fachaufsätze außerordentlich erleichtern.

Schließlich darf der Anschluß an die Nachbargebiete der technischen Mechanik, also vor allem an die Arbeiten des Ausschusses für Einheiten und Formelgrößen (»AEF«), weder für die deutsche Vereinheitlichung noch für die Weltnormung versäumt werden.

3. Zum Schluß ein Vorschlag zur Streitfrage Wien-Göttingen, ob man die Beiwerte des Auftriebes, Widerstandes, Momentes usw. nach Knoller[2]) mit

^cA, ^cW, ^cM usw.

oder nach Prandtls damaligem Mitarbeiter Munk[3]) mit

c_a, c_w, c_m usw.

bzw. C_a, C_w, C_m usw.

für die 100-fachen Werte[4]) bezeichnen soll.

Katzmayr begründet die Wiener Bezeichnungsweise durch folgende Vorzüge vor der Göttinger:

a) Diese legt »das Hauptgewicht auf die Dimension der Werte«; sie sind ja dimensionslos. Jene betont die Größe selbst, die nicht nur in den Zeiger[1]) verlegt wird, und kennzeichnet sie durch vorgesetztes »^{c}« als »Einheitswert«.

b) »Ein Blick auf eine angeschriebene Formel genügt, um zu erkennen, um welche Kräfte es sich handelt, wobei es zunächst gleichgültig ist, ob diese selbst oder deren Einheitswerte gemeint sind« — im Gegensatz zur Göttinger Schreibweise, wo das Formelbild für Kräfte und Beiwerte »völlig anders« und für die Beiwerte »wenig deutlich« sei.

c) Das »^{c}« vorne oben kann nicht mit Exponenten verwechselt werden, und der Raum rechts unten bleibt für Zeiger frei.

d) Auf die Unterscheidung des 100-fachen Wertes könne der Fachmann verzichten, also c_a wie C_a werden durch ^cA ausgedrückt.

Den letzten Punkt müssen wir bestreiten: Die Formelzeichen sollen vereinheitlicht, nicht verzweiheitlicht werden! Im übrigen scheint uns der Wiener Vorschlag drucktechnisch schwieriger als der Göttinger, weil dem Setzer ungewohnt. Für die Schreibmaschine sind beide nicht verwendbar, wie denn in der Tat die Versuchsberichte vielfach *Ca*, *Cw*, *Cm* usw. schrieben.

Mein Vorschlag vermeidet diesen Übelstand und trägt auch den übrigen Wiener Bedenken Rechnung:

Beiwert:

des Auftriebes	cA	A = c$A \cdot q \cdot F$,
des Widerstandes	cW	W = c$W \cdot q \cdot F$,
des Momentes	cM	M = c$M \cdot q \cdot F \cdot t$,
der Pfeilkraft	cN	N = c$N \cdot q \cdot F$,
der Sehnenkraft	cT	T = c$T \cdot q \cdot F$ usw.

Die c sind dabei, wenn nötig, nicht *kursiv* zu setzen, um Verwechslungen mit Formelgrößen c (spezifische Wärme oder anderes) zu vermeiden. Verwechslungen mit Maßeinheiten (m, s, h, cm usw.) sind ausgeschlossen.

Die Aussprache ist für alle drei Schreibweisen gleich.

Die Bezeichnungsweise, die sich übrigens allgemein für die ganze technische Mechanik zum Kennzeichnen unbenannter Beiwerte beliebiger Größen — auch die Verbindung cC oder cc ist möglich — empfiehlt, ist gar nicht ungewöhnlich: Das Differential des Auftriebes, Widerstandes, Momentes usw. pflegt man stets durch vorgesetztes d zu bezeichnen, wobei man meist *kursiv* setzt und sogar eine Verwechslung mit dem Durchmesser-d in Kauf nimmt:

dA, dW, dM usw.

(Auch D kommt als Differential in der Strömungslehre vor.)

Vielleicht regen vorstehende Betrachtungen über die Notwendigkeit der Vereinheitlichung von Bezugswerten und Formelgrößen, über den Anschluß an die Weltliteratur und über die Bezeichnung unbenannter Beiwerte nach Art des Differentials zum Meinungsaustausch an!

[1]) R. Knoller, Zur Festlegung einiger aeromechanischer Begriffe, Jahrbuch der WGL 3, 1914/15, S. 103—104; ferner die Aussprachebemerkung von Prandtl, S. 109—110.

[2]) R. Katzmayr, Einheitliche Formelzeichen und Benennungen in der Aeromechanik, Mitteilungen des Staatlichen Technischen Versuchsamtes 9, Nr. 1, 1920, 15 Seiten.

[3]) Vgl. C. Wieselsberger, Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt für Aerodynamik, III. Folge, Vorbemerkung, ZFM 10, Nr. 9/10 vom 31. Mai 1919, S. 93—95.

[4]) Diese Bezeichnung hat sich in der Literatur hier und da gehalten, doch legt Göttingen nach freundlicher brieflicher Mitteilung des Herrn Professor Prandtl keinen großen Wert darauf, sie weiter zu verwenden. Jedenfalls gestatten die kleinen c, als Dezimalausdrücke, z. B. c_a = 0,70, die Meßgenauigkeit zu kennzeichnen, die großen, z. B. C_a = 70, dagegen nicht.

[1]) Wir möchten hinzufügen, daß außerdem a, w, m mit A, W, M nicht gleichbedeutend sind.

Behandlung deutscher Patente in England.

Von Kurt Eppinger.

Die Rechtslage der deutschen Patente in England hat mit Rücksicht auf die Bestimmungen des Friedensvertrages und der inneren englischen Gesetzgebung in letzter Zeit wiederholt Anlaß zu öffentlichen Erörterungen gegeben, da es sich darum handelt, ob eine größere Reihe deutscher Patente von recht beträchtlichem Werte der Beschlagnahme durch die englischen Behörden anheimfallen sollen oder nicht.

Es sind während des Krieges zunächst in England Anmeldungen für deutsche Reichsangehörige entgegengenommen worden, ohne daß jedoch eine endgültige Patenterteilung hierzu erfolgt wäre. Sie sind den gesetzlichen Bestimmungen entsprechend zunächst beschlagnahmt und dann wieder freigegeben worden. Ferner war es möglich, nach Friedensschluß auf Grund der wieder in Kraft gesetzten Unionsbestimmungen und des Berner Übereinkommens bis zum 30. 6. 1920 unter Beanspruchung deutscher Priorität (also Patente, die in Deutschland nach dem 1. August 1913 angemeldet sind) Anmeldungen einzureichen.

Die Kriegsanmeldungen gehören zu den wiederhergestellten Patenten (restored application), für welche nach der Devasting Ordre vom 19. 7. 1920 Beschränkungen zulässig sind:

1. im Interesse der Landesverteidigung,
2. um des Gemeinwohls willen,
3. zu dem Zweck, auf deutscher Seite eine gerechte Behandlung der gewerblichen Eigentumsrechte der betreffenden fremden Staatsangehörigen auf deutschem Gebiete sicherzustellen,
4. zu dem Zwecke, die vollständige Erfüllung aller Verpflichtungen aus dem Friedensvertrag durch Deutschland zu erzwingen.

Bezüglich der Anmeldungen mit Priorität stellt England sich nun auf denselben Standpunkt. Und zwar auf Grund einer späteren Verordnung des Handelsamtes vom 12. 3. 21, wonach auch solche Anmeldungen als restored application anzusehen sind, die nach ihrer Zulassung ein vor dem 10. 1. 1920 liegendes Datum erhalten (Prioritätsdatum).

Die Folgen dieser Maßnahmen sind für die deutsche Industrie unabsehbar. Der größte und wichtigste Teil der Erfindungen während des Krieges ist vogelfrei. Das ergibt sich aus den englischen Bestimmungen über die wiederhergestellten Patente (restored application). Die hauptsächlichste ist, daß keinerlei Rechtsveränderungen an diesen Patenten ohne Zustimmung des Handelsamtes stattfinden dürfen. Diese Zustimmung erfolgt nur unter der Bedingung, daß 75 vH des Gegenwertes an das englische Ausgleichsamt gezahlt werden. Die Patente müssen alle auf den Namen des ersten Anmelders ausgestellt werden. Eine Umschreibung auf den Namen des Erwerbers — und nur in diesem Fall allein kann er in England sein Recht ausüben — bedarf der eben erwähnten Zustimmung. Das Handelsamt hat aber auch das Recht, derartige Patente ohne weiteres (oder auf Antrag) zu enteignen, verkaufen oder Lizenzen abzugeben. In diesem Falle erhält der Patentinhaber überhaupt nichts.

Selbst hervorragende englische Patentjuristen halten die englische Auffassung betr. der Prioritätspatente für anfechtbar. Es war aber bis heute nicht möglich, eine Änderung zu erzielen.

Ferner ist es von Inhabern deutscher Patente in England zu beachten, daß nach den gesetzlichen Bestimmungen das Patent binnen 4 Jahren nach Anmeldung in angemessenem Umfang ausgeübt sein muß. Geschieht dies nicht, so kann jedermann in England die Erteilung einer Zwangslizenz beantragen. Die Bedingungen für diese werden, wenn keine Einigung erfolgt, vom Comptroller festgesetzt.

Ähnlich können die Patente leiden, wenn sie nicht in England, sondern im Ausland ausgeübt werden. In diesem Fall kann jedermann beim Comptroller wegen Mißbrauch der Monopolrechte vorstellig werden. Der Comptroller hat das Recht, dann das Patent zurückzunehmen oder unter »Rechtslizenz« zu stellen.

Die »Rechtslizenz« ist im § 2 des britischen Patentgesetzes begründet. Allerdings kann ein Patentinhaber sein Patent auch freiwillig darunter stellen. Nach dem genannten Paragraphen kann ein Patentinhaber nach der Siegelung seines Patentes dasselbe mit der Bezeichnung »Licences of Right« (Rechtslizenz) versehen lassen. Einerseits ermäßigt sich dadurch die Jahresgebühr um die Hälfte, anderseits steht aber jedermann das Recht zu, auf solche Patente eine Lizenz zu fordern. Auch in diesem Fall werden die Bedingungen, wenn zwischen den Beteiligten keine Einigung erzielt wird, vom Comptroller festgesetzt.

Wird auf ein unter »Rechtslizenz« gestelltes Patent keine Lizenz gefordert und der Inhaber ist in der Lage, dasselbe später in angemessenem Umfange auszuüben, so kann er die Löschung des Vermerks »Rechtslizenz« beantragen. Bedingung dafür ist die Nachzahlung der anderen Hälfte der entrichteten Gebühren.

Der Patentinhaber muß sich also von vornherein darüber im klaren sein, was für ihn wohl vorteilhafter ist. Die Entscheidung wird wohl meistens von dem Wert und der Werbekraft abhängen, die der Inhaber seinem Patent beimißt.

Im allgemeinen ist zu wünschen, daß es den maßgebenden Stellen bald gelingt, eine einwandfreie Klärung der Rechtslage deutscher Patente in England herbeizuführen, damit die Beunruhigung der Industrie einer gewissen Sicherheit Platz macht.

Bücherbesprechungen.

Einführung in die Theorie der Wärme. Von Dr. H. Mache, o. ö. Prof. a. d. Technischen Hochschule in Wien. IV, 319 S. 96 Abb. — Berlin und Leipzig. Vereinigung wissenschaftlicher Verleger, Walter de Gruyter & Co.

Das Buch ist aus Vorträgen hervorgegangen, die der Verfasser für die Studierenden des Maschinenbaues an der Technischen Hochschule in Wien hält. Das Buch ist in 3 Hauptabschnitte und 22 Kapitel gegliedert, und behandelt folgende Gebiete:

1. Abschnitt. Grundtatsachen und Grundbegriffe.
   - Zustand, Zustandsänderung, Temperaturmessung.
   - Zustandsgleichung, thermische Koeffizienten.
   - Vollkommene Gase, Gasgemische, Gasthermometer.
   - Wärmemenge und Äquivalent, Kalorimetrie, spezifische Wärme.
   - Arbeit, umkehrbare und nichtumkehrbare Vorgänge.
   - Geometrische Darstellungen.
   - Innere Energie.
2. Abschnitt. Die Hauptsätze und ihre Anwendung auf homogene Körper und auf die Wärmestrahlung.
   - Gleichung für den I. Hauptsatz. Anwendung auf Gase.
   - Das Verhältnis C_p/C_v.
   - Die Polytrope.
   - Der Carnotsche und andere Kreisprozesse.
   - Verbrennungswärme.
   - Der II. Hauptsatz. Mechanische Definition der Temperatur.
   - Gleichung für den II. Hauptsatz. Adiabate.
   - Nernstscher Wärmesatz.
   - Wärmestrahlung. Optische Temperaturmessung.
   - Ergebnisse der kinetischen Theorie. Planksches Strahlungsgesetz und Temperaturabhängigkeit der spezifischen Wärme.
3. Abschnitt. Änderung des Aggregatzustandes. Anwendung der Hauptsätze auf inhomogene Körper.
   - Gesättigter und ungesättigter Dampf.
   - Experimentelle Grundlagen.
   - Gleichung von v. d. Waals.
   - Kritischer Punkt und Grenzkurven.
   - Reduzierte Zustandsgleichung. Korrespondenzgesetz.
   - Drosseln, Verflüssigung der Gase.
   - Schmelzen und Sublimieren.
   - Anwendung der Hauptsätze auf das Sättigungsgebiet. Clapeyronsche Gleichung.
   - Spezifische Wärme der Grenzkurve und des überhitzten Dampfes.
   - Wärmediagramm für Wasserdampf.
   - Charakteristische Funktionen und ihre Anwendung auf thermochemische Vorgänge.

Dieser Stoff wird vom Verfasser, der Physiker ist, durchaus in physikalischem, nicht im Sinn technischer Verwertung behandelt. Das ausgesprochene Ziel des Buches ist die klare Herausarbeitung der Grundsätze und Begriffe, unter steter Berücksichtigung der experimentellen Grundlagen. Die Schreibweise ist anregend, leicht verständlich, eher breit. Auch den neuesten Forschungen ist in ausgezeichneter Weise Rechnung getragen.

So kann dem Buch an sich uneingeschränktes Lob gezollt werden. Jeder Freund der Wissenschaft und besonders der reifere Ingenieur wird es mit Genuß und Gewinn zur Hand nehmen.

Nun ist aber das Buch ausdrücklich dazu bestimmt, junge Studierende des Maschinenbaues in die Wärmelehre einzuführen, und hierfür halte ich es nicht für ganz vollkommen geeignet. Ein solches Buch müßte ganz unter dem Leitgedanken der technischen Anwendung der entwickelten Sätze stehen. Das für den Ingenieur wichtige und weniger wichtige müßte strenger geschieden und die für die Anwendung wichtigen Ergebnisse sollten schärfer zusammengefaßt sein. Ein solches Buch dürfte auch nicht technisch wichtige Kapitel der Wärmelehre übergehen und späteren praktischen Vorlesungen überlassen.



Doch diese Kritik gilt gar nicht dem vorliegenden, in seiner Art ausgezeichneten Buche, sondern dem Lehrplan, der an einigen technischen Hochschulen der Wärmelehre einen viel zu geringen Raum zuweist und dadurch die organische Zusammenfassung der physikalischen Grundlagen und der technischen Anwendungen verhindert. M.

Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico. Jahrgang 9, Zweite Reihe, Nr. 1, Februar 1921. Rom 1921, Gr. 8⁰, 74 Seiten mit vielen Abbildungen im Text.

Am 1. Dezember 1920 hat sich die italienische Versuchsanstalt für Luftfahrt mit der Direzione Sperimentale dell' Aviazione verschmolzen. Damit sind die vorliegenden Berichte des Istituto Sperimentale zugleich die Fortsetzung des »Bolletino Tecnico della Direzione Sperimentale« geworden.

Das erste Heft enthält Aufsätze von A. Rota über das Tragwerkgewicht abhängig von Abmessungen und Festigkeitseigenschaften der Flugzeuge. Aus Ähnlichkeits- und statischen Betrachtungen wird eine Formel abgeleitet und die Beiwerte nach einer großen Zahl angeführter Flugzeuge bestimmt. Umgekehrt läßt sich das Flügelgewicht abhängig von der Gesamtlast berechnen.

M. Segrè behandelt die Erschütterung der Flugmotoren, die sich vor allem bei dem Streben nach leichteren Kolben zeigten, und beschreibt einen bemerkenswerten Schwingungsmesser mit mikrometrisch einstellbarem, telephonisch abhörbarem Kontakt. Die Ergebnisse für verschiedene Kolbengewichte sind recht lehrreich.

Sehr vielseitig ist G. Gallo vertreten: Eine Zusammenfassung der wichtigsten Eigenschaften des Heliums mit eigenen Messungen der Wärmeleitfähigkeit auf elektrischem Wege und der Diffusion durch Gewebe, sowie der Zündfähigkeit eines Helium-Wasserstoffgemisches; ein Verfahren zum Weichlöten von Aluminium und dessen Legierungen, nachdem man sie vorher elektrolytisch mit Eisen überzogen hat, nebst Behandlungsvorschriften, Anwendungsbeispielen, vor allem auf Luftschiffträger, und chemischen Vorzügen; Zusammenstellung fremder und eigener Versuche über die Festigkeit autogen geschweißter Eisenteile mit dem Ergebnis, daß die Schweißung in der Flugtechnik zu vermeiden sei.

Derselbe Verfasser berichtet allgemein über die Arbeiten eines Unfalluntersuchungsausschusses, in dessen Auftrage R. M. Corelli die katalytische Bildung von Metallen und Metalloxyden in feiner Verteilung auf die Selbstzündung von Wasserstoff untersucht hat. Dieser gibt einen geschichtlichen Überblick über das Gebiet, beschreibt seine eigenen Versuche, die Herstellung der Metalle und Oxyde wie die Meßvorrichtung und kommt zu dem Ergebnis, daß Metallstaub unterhalb 100⁰ ungefährlich ist, ausgenommen Platin und Palladium. Ev.

Praktische Wetterregeln für jedermann. Von Dr. R. Hennig. 8⁰. 59 Seiten, 10 Tafeln. Franz Deuticke, Leipzig und Wien, 1921.

R. Hennig ist allen Kennern der meteorologischen Literatur bekannt als ein Meteorologe, der es verstanden hat, sich neben seiner wissenschaftlichen Ausbildung das Gefühl für eine volkstümliche Naturbetrachtung zu bewahren. Sein Buch »Gut und schlecht Wetter«, das in der neueren Auflage den Titel »Unser Wetter« bekommen hat, sollte jedem vom Wetter Abhängigen in die Hände gegeben werden.

Auch die »Praktischen Wetterregeln für jedermann« werden den vom Wetter abhängigen Berufskreisen das Eindringen in das abstrakte Gebiet der Meteorologie erleichtern; und das ist offenbar ihr Zweck. 272 Wetterregeln, geordnet nach allgemeinen Gesichtspunkten, hat R. Hennig gesammelt; viele davon entstammen wohl auch seiner eigenen Beobachtung. Gewiß würde noch manche gute Beobachtung die Zahl der Regeln vermehren können. Doch das ist Geschmacksache; denn schon manche von den aufgenommenen Wetterregeln lassen Bedenken aufkommen, ob die Wahrscheinlichkeit so groß ist, daß man sie Laien übermitteln sollte.

Wetterregeln sind ja keine physikalischen Gesetze. Bei dem komplexen Vorgang der Witterung können solche auf Beobachtung einzelner Wetterelemente aufgebaute Wetterregeln nur Wahrscheinlichkeiten darstellen von mehr oder minder hoher Trefferzahl. Hier eine Grenze innezuhalten, ist um so schwieriger, weil für die meisten Wetterregeln die Kontrolle nur in dem eigenen Gefühl liegt, das bekanntlich häufig genug täuscht.

Die Wetterregeln sind ursprünglich für Marineflieger geschrieben; das spricht nicht gegen die Gültigkeit der Titelbezeichnung »für jedermann«. Die Flieger bilden zweifellos einen besonders wichtigen Teil der vom Wetter abhängigen Berufskreise, und gerade ihnen die Meteorologie näher zu bringen, ist ein besonderes Verdienst.

Bisweilen kann man die Zweifel nicht unterdrücken, ob eine bloße Nebeneinanderstellung von Tatsachen ohne Hinzufügung der Begründung zweckmäßig ist. Demjenigen, der tiefer in die Meteorologie eingedrungen ist, kann diese Art der Darstellung natürlich keine Befriedigung geben; ihm drängt sich bei jeder Wetterregel die Frage auf: warum? Wollte jedoch der Verfasser die Gründe anführen, so würde das Buch seinen Zweck vollkommen verfehlt haben. Derartige Lehrbücher gibt es ja auch genug, während die vorliegenden Wetterregeln eine Lücke ausfüllen.

Dem Buche sind als Anhang einige Kapitel über den Volkswetterglauben, ein altes Lieblingsgebiet Hennigs, sowie eine Auswahl Bauernregeln in Poesie und Prosa hinzugefügt worden. An Bauernregeln haben wir in Deutschland keinen Mangel, und soweit sie nicht mit religiösen Dingen und astrologischen Vorstellungen verknüpft sind, muß man sie als Niederschlag von generationenlangen Beobachtungen ansehen. Die Auswahl scheint von Hennig gut getroffen zu sein. Einige schöne Wolkenbilder ergänzen das Büchlein. Es sei angelegentlichst empfohlen. F. Linke.

La Dynamique de L'Avion. Von R. Devillers. Ouvrage couronné par l'académie des sciences et honoré d'une importante souscription du ministère de la guerre. 3. Auflage, Paris, E. Chiron, 1920. 287 S., 119 Abb.

Das vorliegende Werk beschäftigt sich mit der Bewegung des Flugzeuges und einigen damit zusammenhängenden Fragen. Der Verfasser war bestrebt die bisherigen Ergebnisse und Erfahrungen so zusammenzufassen, daß sie zum unmittelbaren Gebrauch für den Ingenieur geeignet sind. Zum großen Teil ist dies durch graphische Darstellungen des Zusammenhanges mehrerer Größen erreicht (durch sog. Darstellung »en abaque«), so daß viele Ermittlungen ohne Rechnung ausgeführt werden können. Die analytische Darstellung der betrachteten Vorgänge setzt im wesentlichen nur die Kenntnis der einfachen Anwendung der Differential- und Integralrechnung voraus. Meist handelt es sich hier um die Bestimmung von Maximal- und Minimalwerten. Nur bei der Behandlung der Flugzeugschwingungen treten Differentialgleichungen auf, deren Typus jedoch bekannt ist. Nach Ableitung der allgemeinen Beziehungen ist meist noch für einen bestimmten Fall ein Zahlenbeispiel zur Erläuterung angefügt. Sehr geschickt ist der Verfasser in der Handhabung von graphischen Darstellungen, besonders des Polardiagrammes, aus denen durch einfache geometrische Konstruktionen eine große Zahl wissenswerter Größen ermittelt werden. Es zeigt sich hier besonders deutlich die Überlegenheit der Darstellung der Luftkraftbeiwerte in Form eines Polardiagrammes gegenüber anderen Darstellungsarten. Aus diesem Grunde müßte bei einer etwaigen internationalen Vereinheitlichung der Darstellungsweise, zu welcher in letzter Zeit Vorschläge aufgetaucht sind, dem Lilienthalschen Polardiagramm unbedingt der Vorzug gegeben werden.

Das Buch zerfällt in 14 Abschnitte, deren Inhalt kurz angegeben werden soll. Zunächst werden die später verwendeten Größen definiert und die Kräfte angegeben, die an dem Flugzeug angreifen. Der zweite Abschnitt behandelt den gradlinigen Horizontalflug. Hier werden die Ausdrücke für den zu überwindenden Widerstand und für die Leistung aufgestellt und die Bedingungen hergeleitet, unter denen diese Größen ihren kleinsten Wert annehmen. Der folgende Abschnitt über Luftschrauben bringt zunächst eine Ähnlichkeitsbetrachtung, aus welcher hervorgeht, welche Größen für den Schub, Leistungsbedarf und Wirkungsgrad einer Luftschraube maßgebend sind. Hierauf wird der Ausdruck für den theoretischen Wirkungsgrad einer Schraube nach der Strahltheorie und nach der Flügelblatttheorie aufgestellt. Der vierte Abschnitt untersucht den geradlinigen Gleitflug. Die wichtigsten Größen wie Bahngeschwindigkeit, Vertikalgeschwindigkeit und deren Minimalwerte werden durch einfache Konstruktionen aus dem Polardiagramm ermittelt. Ferner wird auf den Einfluß der Höhe hingewiesen und Beziehungen für die Zeit angegeben, die ein Flugzeug zum Abstieg aus einer bestimmten Höhe benötigt. Das nächste Kapitel behandelt den Aufstieg und untersucht ausführlich Schub und Leistung bei verschiedener Steilheit des Anstieges, sowie die Steiggeschwindigkeit. Ferner wird unter Berücksichtigung des Höheneinflusses eine Formel für die Steigzeit angegeben. Die weiteren Einflüsse der veränderlichen Luftdichte werden im nächsten Abschnitt (Abschn. 8) untersucht. Die folgenden Ausführungen beziehen sich auf den horizontalen Kreisflug, für welchen Schub und Leistung, sowie Seitenneigung des Flugzeuges bei veränderlichem Bahnradius berechnet werden. Ähnliche Betrachtungen werden auch (Abschn. 9) für den Spiralgleitflug angestellt. Der zehnte Abschnitt behandelt den Einfluß des Windes auf die Flugzeugbewegung, insbesondere die Bedingungen für die Lenkbarkeit und den Einfluß des Windes auf den Brennstoffverbrauch. Im 11. Abschnitt wird ausgeführt, in welcher Weise sich das Gesamtgewicht aus den hauptsächlichsten Teilgewichten zusammensetzt und im Anschluß daran (Abschn. 12) der Aktionsradius für verschiedene Fälle bestimmt. Es folgt nun ein Abschnitt über Stabilität (Abschn. 13). Zunächst wird hier die statische Längsstabilität betrachtet und die Wirkung der Steuerorgane untersucht. Dann werden die Schwingungsgleichungen für die Drehungen um die drei Hauptachsen des Flugzeuges aufgestellt und die Art der Schwingungen unter Berücksichtigung der Dämpfung ermittelt. Der letzte Abschnitt behandelt schließlich den Einfluß der Höhe auf das Arbeiten des Motors.

Die Darstellung ist sehr geschickt und übersichtlich. Nicht allein als Handbuch für den Flugzeugbauer wird es gute Dienste leisten, auch als Einführung in die Dynamik des Fluges kann es denjenigen, die sich dafür interessieren, sehr empfohlen werden.
Wieselsberger.

Luftfahrt-Rundschau.

Auszug aus den „Nachrichten für Luftfahrer" des Reichsverkehrsministeriums (Reichsamt für Luft- und Kraftfahrwesen) und dem „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".

I. Allgemeine Nachrichten.

(Nach Ländern geordnet. Die sechsstelligen Zahlen am Schluß beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen, durch ND gekennzeichneten auf den „Nachrichtendienst des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller".)

Wettbewerbe.

Der Weltrundflug soll einer Meldung aus Washington zufolge für Landflugzeuge, Wasserflugzeuge, Flugboote und Luftschiffe offenstehen. Ein Zehntel der Strecke kann mit Landverkehrsmitteln zurückgelegt werden. Der Aeroklub von Amerika hat eine Kommission zur Ausführung der erforderlichen Vorarbeiten ernannt. Als Preis sind 1 Million Dollar ausgesetzt worden. (Information, Paris, 7. 10. 21.) **21/46. 5.**

Ein niederländischer Höhenrekord wurde in Soesterberg von dem Fliegersergeant J. Bakkens aufgestellt. Er erreichte mit einem Fokker D. 7 eine Höhe von 7904 m. Der bisherige holländische Höhenrekord betrug nur 3200 m. (Telegraaf, Amsterdam, 4. 10. 21.) **21/46. 20.**

Weltluftverkehr.

Übersicht über den Luftverkehr Stockholm—Reval von Eröffnung bis Einstellung des diesjährigen Luftverkehrs (1. 10. 21):

Bezeichnung	Anzahl	Bemerkungen
Ausgeführte Flüge	46	Teilweise Zwischenlandungen in Hapsal, Hangö und Mariehamn
Beförderte Fluggäste	26	
Beförderte Güter	397 kg	
Beförderte Post	797,8 kg	
Kürzeste Flugzeit	1 h 55 min	Stockholm—Reval
Längste Flugzeit	4 » 10 »	Reval—Stockholm
Gesamt-Flugstunden	130 » 50 »	

Die meisten während der Betriebszeit ausgeführten Flüge wurden mit einer Junkersmaschine (Führer Eichler) gemacht, die sich vorzüglich bewährte. Der Betrieb vollzog sich pünktlich. Die Zeitersparnis gegenüber der Dampferfahrt betrug über 20 h (2¾ gegen 24 h). Wenn auch der Betrieb noch nicht wirtschaftlich gestaltet werden konnte, so sind dem gebrachten Opfer doch die erzielten Ergebnisse wert. Man erwartet vom nächsten Jahre, wenn sich der Verkehr mit Rußland steigert, eine Besserung in wirtschaftlicher Hinsicht. (Svensk Motortidning, Stockholm, 15. 8., 15. 9. und 15. 10. 21.) **21/45. 3.**

Belgien.

Die belgische Presse zum Rhönsegelflug. Das belgische Blatt »XXe Siècle« hebt die für die Rhön charakteristische Bodengestaltung und die Strömungsverhältnisse hervor, die den Segelflug begünstigen. Dem Artikelschreiber fällt es schwer, die Erfolge Deutschlands auf dem Gebiete des Segelflugs anzuerkennen, er verweist daher auf den Franzosen Albert Moreau (? D. Ber.), der schon im Jahre 1904 im Jura Ähnliches geleistet haben soll (? D. Ber.), muß aber doch zugeben, daß von der Entwicklung des Segelflugs, namentlich wenn die leichten Flugzeuge mit einem kleinen Hilfsmotor von 5—6 PS ausgestattet werden, noch viel zu erwarten ist. (XXe Siècle, Brüssel, 12. 10. 21.) **21/45. 6.**

Frankreich.

Ein Kongreß für motorloses Fliegen wird, durch die deutschen Erfolge beim Rhön-Segelflug angeregt, am 26. und 27. November in Paris abgehalten werden. (La Liberté, Paris, 31. 10. 21.) **21/46. 9.**

Das deutsche Luftschiff »Nordstern«, das kürzlich an Frankreich abgeliefert wurde, hat nach einer Bekanntmachung im »Journal officiel« den Namen »Mediterranée« erhalten. (Journal officiel, Paris, 8. 11. 21.) **21/46. 13.**

Untrennbare Ballongase werden im Petit Journal aus Anlaß der Vernichtung des englischen Luftschiffs R. 38 besprochen. Seiner Billigkeit und Leichtigkeit wegen ist zwar das Wasserstoffgas als Auftriebsmittel besonders geeignet, hat aber den großen Nachteil der leichten Entzündbarkeit. Man hat sich deshalb seit langem bemüht, ein weniger gefährliches Ersatzmittel zu finden. Diesen Anstrengungen ist die fabrikmäßige Herstellung des Heliums zu verdanken. Das Gewicht dieses Gases ist doppelt so groß wie das des Wasserstoffs, der Auftrieb beträgt 92 vH von demjenigen des Leuchtgases; bei 272° unter Null geht das Helium in flüssigen Zustand über. Noch im Jahre 1917 stellte sich der Herstellungspreis für 1 m³ Gas in Amerika auf 200 000 Fr. (? D. Ber.). Seitdem wurden in Texas, wo das Helium in natürlichem Zustande und in Verbindung mit anderen Gasen vorkommt, mehrere Fabriken eröffnet. In Frankreich wurde 1918 mit der Heliumherstellung begonnen. Die Herstellungskosten belaufen sich auf 11 bis 12 Fr. je m³. Französische Chemiker haben in Frankreich in verschiedenen heißen Quellen Beimengungen von Heliumgas bis zu 10 und 13 vH festgestellt. Es ist zu vermuten, daß Frankreich vielleicht reicher als jedes andere Land an Helium ist. (Petit Journal, Paris, 31. 8. 21.) **21/46. 15.**

Jugoslawien.

Ein rumänisch-jugoslawischer Luftverkehr wurde von einer aus Vertretern beider Staaten bestehenden Kommission vorbereitet. Die geplante Linie soll von Belgrad über Crajowa nach Bukarest führen. In Crajowa wird ein neuer Flugplatz angelegt. (Romania, Rom, September 21.) **21/46. 25.**

Portugal.

Eine portugiesische Luftverkehrsgesellschaft, die Companhia Portugueza de Navegacao Aeria, beabsichtigt am 1. Januar nächsten Jahres einen regelmäßigen Luftverkehr Lissabon—Paris zu eröffnen. Zwischenlandungen in Castello-Branco, Valladolid und Bordeaux. Die portugiesische Regierung hat der Gesellschaft den Hauptflugplatz und verschiedene Zwischenlandeplätze auf portugiesischem Gebiet kostenlos zur Verfügung gestellt mit dem Versprechen, daß die Anlagen nach Ablauf von fünf Betriebsjahren in das Eigentum der Gesellschaft übergehen sollen. Das Betriebskapital des Unternehmens beträgt zwei Millionen Escudos. Geplant sind ferner die Linien Lissabon—Sines Faro, Lissabon—Panpilhosa—Porto und Lissabon—Portalegre—Madrid. (La Journée industrielle, financière, économique, Paris, 1. 11. 21.) **21/46. 23.**

Schweden.

Betriebsergebnisse der Luftverkehrslinie Porjus—Suorva (staatlicher Betrieb im nordschwedischen Erzgrubengebiet. D. Ber.) während des Jahres 1921 (bis Ende September 1921):

Bezeichnung	Porjus—Suorva	Suorva—Porjus	Sonstige Flüge	Summe
Anzahl der Flüge	96	96	78	270
Zahl der Fluggäste	102	128	97	327
Güter in kg	4633	1138	180	5 951
Flugkilometer	9600	9600	2130	21 330
Flugzeit	91 h 52 min	82 h 11 min	17 h 45 min	191 h 48 min

(Svensk Motortidning, Stockholm, 15. 10. 21.) **21/45. 10.**



II. Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die sechsstelligen Zahlen beziehen sich auf die „Nachrichten für Luftfahrer", die übrigen auf die „Technischen Flugnachrichten" des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller.)

Flugerfahrung. Steuerung bei Start und Landung (The Manoeuvres of Getting Off and Landing). — B. M. Hill, The Aeronautical Journal, Bd. 25, Nr. 150, Okt. 1921, S. 510–536 (26 S., 2 Lichtb. von Landevorrichtungen).

Start abhängig von Flugzeuggröße, Flächenbelastung, Leistungsbelastung, Schraubenstrahl, Gleichgewicht und Lastigkeit der Ruderwirkung bei geringen Geschwindigkeiten. Zur Ausbildung eignen sich Flugzeuge mittlerer Größe von 40–50 m² am besten. Geringe Flächenbelastung ist vorteilhaft, doch liegen hochbelastete Flugzeuge nach dem Start ruhiger in der Luft. Abgesehen von der verstärkten Schraubenstrahlwirkung ist geringe Leistungsbelastung nur von Vorteil. Der Schraubenstrahl für die Ruderwirkung während des Anlaufs von größter Bedeutung. Unangenehm ist das infolge der Schraubenstrahlwirkung auf die Kielflosse auftretende Wendemoment beim Rollen. Der »Zickzackstart« ist bei manchen Flugzeugen auf zu kleine Flossen bei entlasteten Rudern zurückzuführen. Bei »Oleo«-Fahrgestellen mit Öldämpfung (vgl. Flugarchiv 0711) hat man bei Anlauf mit einem kleinen Flugzeug kein »Bodengefühl«. Ein niedriges Fahrgestell ist für Start und für Landung von Vorteil. Geringe Höhe der Flügel über dem Erdboden verbessert ebenfalls Start und Landung. Beim Rollen neigt man zur Über-, beim Landen zum Unterschätzen der Geschwindigkeit. Bevorzugt wird meist die Sitzlage in der Nähe des Flugzeugschwerpunktes.

Landung. Großflugzeuge lassen sich leichter landen, aber schlechte Lage zum Boden beim Aufsetzen weit schwerer berichtigen als Kleinflugzeuge. Ein besseres Kennzeichen als die Geschwindigkeit des größten Auftriebsbeiwertes (»stalling speed«) ist die geringste Geschwindigkeit in Bodennähe, bei der das Flugzeug noch steuerfähig ist. Die Mehrzahl der Flugzeuge büßen bei der kleinsten Landegeschwindigkeit zunächst die Quersteuerung ein, während die Höhensteuerung gewöhnlich noch ausreicht. Vorteilhafter müßten beide Steuerungen gleich wirksam sein. Luftbremsen und Umkehrluftschrauben zur Auslaufverkürzung erscheinen zwecklos. Vor dem Aufsetzen ist das von den Querrudern herrührende Wendemoment wesentlicher als beim Abheben nach dem Anlauf, da der auf das Seitenruder wirkende Schraubenstrahl zum größten Teil fehlt. Das Seitenruder ist daher für die geringen Landegeschwindigkeiten vielfach zu klein. Entlastete Ruder bieten etwas Abhilfe, ergeben aber andere Nachteile. Das »Karussell-Fahren« beim Auslauf läßt sich durch kurzes Gasgeben verhindern. Freier Ausblick nach vorn vermehrt die Landesicherheit außerordentlich, ebenso große Spurweite des Fahrgestelles, die allerdings bei unebenem Rollgelände seitliche Schwingungen verursacht. Vorteilhaft für eine sichere Landung ist ferner eine geringe Entfernung der Flügel vom Erdboden. Dabei zeigt sich dann keine Neigung, kurz vor dem Aufsetzen auf einen Flügel zu gehen; ebenso wird der Auslauf stark verkürzt. Beim Start zeigt sich bei dieser Anordnung stets Kopflastigkeit. Hohe Sitzlage bildet keinen wesentlichen Nachteil. Vor dem Einkurven in den Landeplatz bei einer Notlandung drücken, selbst wenn bei der Kurve das innen liegende Flügelende dicht über den Boden kommen sollte. Landen mit seitlichem Abrutschen (»sideslip«) ist bei richtiger Ausführung sehr wirksam und beansprucht das Flugzeug kaum.

Versuche mit Landevorrichtungen: Der »Palethorpe«-Schwanzsporn besteht aus einer langen, gefederten Kufe, die beim Landen die Neigung zum »Springen« beheben soll. Der »Boden-Anzeiger« (»Ground-Indicator«) von Noakes besteht aus einem an der Hilfsachse befestigten Hebel, der bei Berührung des Bodens durch Betätigen des Höhenruders das Flugzeug aufzieht. Anwendung ist aber nur beim Landen mit gedrosseltem Motor möglich. Brauchbarkeit durch eingehende Versuche bei den Kgl. Flugzeug-Werken erwiesen. W. **21/46. 36.**

Flugzeugbeschreibung. Der Hayot-Dreidecker vom Jahre 1908. — L. F. Frantzen, La Vie Aérienne, Bd. 6, Nr. 6, 1. Juni 1921, S. 171/172 (1½ Sp., 1 Lichtb.).

Zur Dämpfung der bei tiefliegendem Schwerpunkt auftretenden Pendelschwingungen Tandemanordnung von je drei übereinander angeordneten und nach Art eines Gelenkparallelogrammes gegeneinander frei beweglichen Flügeln. Keinerlei Quersteuerung. W. **21/46. 40.**

Flugzeugbeschreibung. Huff-Daland-Flugzeuge. — Aviation, Bd. 11, Nr. 13, 26. Sept. 1921, S. 368/369 (4 Sp., 3 Lichtb.).

HD-1A-Zweimotoren-Doppeldecker. Dreisitzer mit zwei seitlich des Rumpfes zwischen den Flügeln angeordneten Motoren, die zwei vierflüglige Zugschrauben antreiben. Einstielige Tragzelle mit N-Stiel. An Stelle der Verspannung führen beiderseits zwei in sich versteifte Doppelstreben von der Rumpfunterkante (bzw. von den unteren Knotenpunkten des Rumpfstielpaares) zu den Stielanschlüssen im Oberflügel. Mittelteil des Oberflügels durch zwei mehrfach gegen den Rumpf abgestützte Streben mit dem hinteren Rumpfende verbunden. Zwei Benzinbehälter auf dem Oberflügel seitlich des Rumpfes. Normales Fahrgestell. Ruder nicht entlastet. V-Form im Unterflügel. Motoren nicht verkleidet.

Motoren zwei Le Rhône je	80	PS
Gesamtleistung	160	PS
Zuladung	335	kg
Fluggewicht	1,02	t
Leistungsbelastung (160 PS)	6,40	kg/PS
Flugdauer	2	h
Höchstgeschwindigkeit	145	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	72	km/h

HD-1B-Zweimotoren-Doppeldecker. Wie HD-1A, nur an Stelle der Umlaufmotoren mit luftgekühlten Sternmotoren ausgerüstet. Fünfsitzer. Zwei vierflüglige Zugschrauben. Motoren nicht verkleidet. (Vgl. auch 21/22. 31).

Motoren zwei Anzani je	100	PS
Gesamtleistung	200	PS
Zuladung	500	kg
Fluggewicht	1,30	t
Leistungsbelastung (200 PS)	6,48	kg/PS
Flugdauer	2	h
Höchstgeschwindigkeit	145	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	77	km/h

HD-4 Schulflugzeug. Verspannungslose, verstrebte Flügelbauart wie vor. Einstellbare Streben aus Holz und Stahl. Mittelteil des Oberflügels durch zwei gerade Streben mit dem hinteren Rumpfteil verbunden. Einfache, billige Bauart. Gekuppelte Querruder in Ober- und Unterflügel. Kein Ruder entlastet. Höhenflosse auf der Erde in verschiedenen Lagen feststellbar. Flügel beiklappbar. Seitenruder und Schwanzsporn miteinander verkuppelt. Rumpf in Holzdraht-Gitterbauart und stoffbespannt. Wagrechte hintere Rumpfschneide. Durchgehendes Höhenruder, darüber das Seitenruder. Normales Fahrgestell mit Stahlrohrstreben. Zwei Sitze im gleichen Sitzausschnitt hintereinander. Doppelsteuerung. Der Motor ist leicht ausschwingbar am Rumpfvorderteil angeordnet, so daß beste Zugänglichkeit ohne Lösen von Rohrverbindungen usw. gewährleistet ist. Unmittelbar hinter dem Motor ein Feuerschott, dahinter der 114 l fassende Hauptbenzintank. Über dem Hauptbehälter ein 22 l fassender Falltank. Beide Behälter sind brandsicher ausgebildet. Brennstofförderung durch Windflügelpumpe und natürliches Gefälle.

Motor Neunzyl. Lawrence, Muster R	150	PS
Spannweite in beiden Flügeln	11,40	m
Flügeltiefe oben	1,83	m
unten	1,22	m
Flügelabstand	1,52	m
Länge	7,15	m
Höhe	2,60	m
Staffelung	0,46	m
Einstellwinkel	2°	
V-Stellung (nur im Oberflügel)	2½°	
Leergewicht	575	kg
Nutzlast	290	kg
Fluggewicht	865	kg
Flächenbelastung	26,1	kg/m²
Leistungsbelastung (150 PS)	5,76	kg/PS

W. **21/46. 42.**

Motorbeschreibung. Luftgekühlter Lawrence-Sternmotor, Muster R. — Aviation, Bd. 11, Nr. 13, 26. Sept. 1921, S. 369 (½ Sp., o. Lichtb.).

Zylinderzahl	9	
Normalleistung bei 1600 Umdr./min	150	PS
Bohrung	114	mm
Hub	133	mm
Hubvolumen (Kolbenverdrängung)	11,10	l
Verdichtungsverhältnis	5,2	
Brennstoffverbrauch	205	g/PSh
Ölverbrauch	16	g/PSh
Motorgewicht (ohne Öl)	182	kg
Einheitsgewicht (150 PS)	1,22	kg/PSh

W. **21/46. 47.**

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt

24. Heft 31. Dezember 1921 12. Jahrgang

Theoretische Bemerkungen zur Frage des Schraubenfliegers.

Von Th. v. Kármán in Aachen.

Es sind drei theoretische Fragen, durch welche die Aussichten der Schraubenfliegerkonstruktionen hauptsächlich bedingt sind: es sind dies die Fragen

a) der Tragfähigkeit,
b) der Stabilität und
c) des Gleitvermögens.

In den folgenden Zeilen wollen wir, ohne ein abschließendes Urteil zu fällen, was auf einem derart entwicklungsfähigen Gebiet wie die Flugtechnik, stets etwas gewagt ist, diese drei Probleme etwas näher beleuchten.

I. Tragfähigkeit.

1. Die Tragfähigkeit der Einzelschraube[1]). — Die Frage nach der Tragfähigkeit der Einzelschraube ist identisch mit dem vielfach behandelten Problem der Schraube am Stand. In praktischen Schriften findet man oft als Maß für die Güte einer Schraube die auf die Pferdekraft bezogene Zugkraft angegeben; man sagt, die Schraube zieht bzw. als Hubschraube hebt so und soviel Kilogramm für jede Pferdekraft. Schon die Tatsache, daß der Bruch $\frac{\text{Kraft}}{\text{Leistung}}$ keine dimensionslose Größe ist, sondern die Dimension einer reziproken Geschwindigkeit hat, beweist, daß diese Größe nicht allgemein als brauchbares Maß für den Gütegrad einer Luftschraube dienen kann. Man kann sich in der Tat leicht überzeugen, daß der Bruch $\frac{\text{Zugkraft}}{\text{Leistung}}$ einerseits bei derselben Luftschraube mit Vergrößerung der Drehzahl anderseits bei ähnlicher Vergrößerung der Abmessungen und bei konstant gehaltener Drehzahl abnimmt, und zwar, wie aus der Dimensionsregel folgt, umgekehrt proportional mit der Umfangsgeschwindigkeit. Nur falls bei Vergrößerung der Abmessungen die Drehzahl derart vermindert wird, daß die Umfangsgeschwindigkeit an der Flügelspitze dieselbe bleibt, kann das Verhältnis $\frac{\text{Zugkraft}}{\text{Leistung}}$ konstant bleiben. Die Unkenntnis oder Nichtberücksichtigung dieser Tatsache hat insbesonders im Anfang der Entwicklung für Konstrukteure, die auf Grund von Modellversuchen gearbeitet haben, vielfach zu bitteren Enttäuschungen geführt.

Man gelangt zu einer richtigen Grundlage zur Beurteilung des Gütegrades, wenn man die Frage folgendermaßen formuliert. Es sei der Durchmesser der Luftschraube d und die sekundliche Leistung L (kgm/s) gegeben, wie groß ist die im günstigsten Falle zu erwartende Zugkraft?

Wir betrachten den Raum um die Luftschraube, der etwa durch die horizontalen Ebenen AB und CD (s. Abb. 1) und durch einen Kreiszylinder, dessen Durchmesser groß genug ist gegen den Durchmesser der Luftschraube, eingeschlossen ist. Falls die Ebenen AB und CD weit genug von der Schraubenebene gewählt werden, so können wir annehmen, daß an der Ebene AB die Luftgeschwindigkeiten vernachlässigbar klein sind, dagegen tritt durch die Ebene CD der Schraubenstrahl mit endlicher Geschwindigkeit aus. Es sei der Querschnitt des Schraubenstrahls mit f bezeichnet und die mittlere axiale Geschwindigkeit mit w. Der Druck kann längs der gänzen Begrenzung dem atmosphärischen Druck gleichgesetzt werden. Der Impulssatz, angewendet auf den betrachteten Raum, sagt aus, daß die Hubkraft P gleich ist der sekundlich ausströmenden Impulsmenge, d. h.

$$P = f\frac{\gamma}{g}w^2 \quad (1)$$

(γ = spez. Gew. der Luft, g = Beschleunigung der Schwere).

Anderseits können wir auch einen Minimalwert für den sekundlichen Leistungsbedarf leicht angeben, indem wir — bei einer Idealschraube — den Profilwiderstand der Schraubenflügel vernachlässigen und dementsprechend auch die Drehgeschwindigkeiten im Schraubenstrahl klein gegen die axiale Geschwindigkeit annehmen, so daß ihre Quadrate gegen das Quadrat der letzteren vernachlässigt werden können.

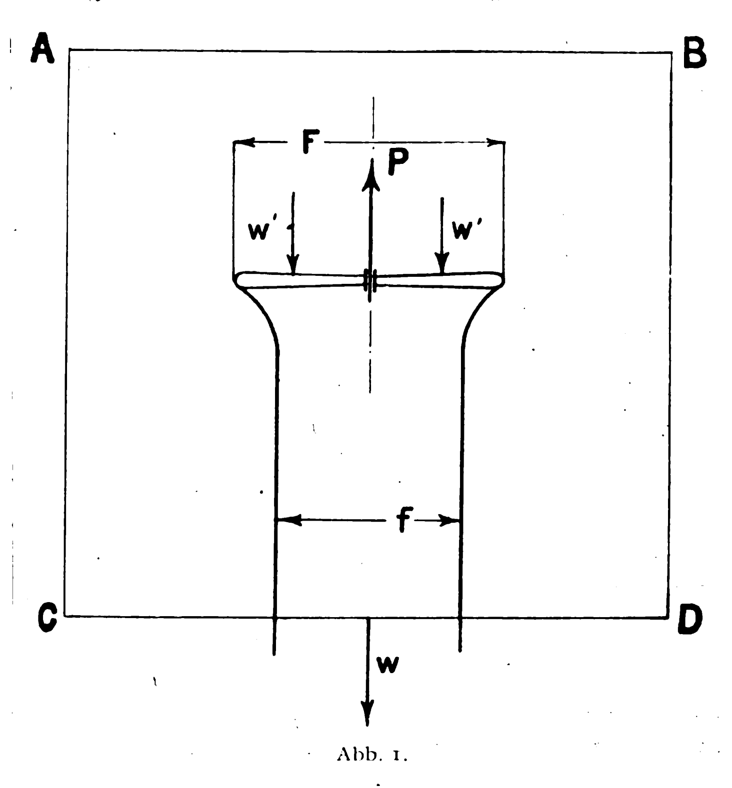


Abb. 1.

Unter diesen Voraussetzungen wird nur für Erzeugung jener lebendigen Kraft im Schraubenstrahl Arbeit gebraucht, welche der axialen Geschwindigkeit entspricht. Wir haben daher

$$L = f\frac{\gamma}{g}w\frac{w^2}{2} \quad (2)$$

Die beiden Gleichungen liefern die Beziehung

$$\frac{P}{L} = \frac{2}{w} \quad (3)$$

welche unsere früheren Betrachtungen über den Bruch $\frac{\text{Zugkraft}}{\text{Leistung}}$ bestätigt.

Die Arbeit L wird der Luft zugeführt, während sie die Schraubenebene durchschreitet. Man kann den Vorgang so auffassen, daß die Luft mit der Geschwindigkeit w' durch den Querschnitt $F = \frac{d^2\pi}{4}$ durchschritt, und einen Drucksprung $p_2 - p_1$ erleidet. Vergleichen wir zwei Ebenen unmittelbar vor und hinter der Schraube, so sind die Werte sowohl für den aus- und eintretenden Impuls als für die lebendige Kraft gleich, so daß die Zugkraft

$$P = F(p_2 - p_1) \quad (4)$$

und die Leistung

$$L = F(p_2 - p_1)w' \quad (5)$$

betragen muß.

Der Vergleich von (3) und (5) liefert

$$w' = \frac{w}{2} \quad (6)$$

[1]) In diesem Punkte wird Bekanntes wiederholt (vgl. z. B. Bendemann, diese Zeitschrift 1910, S. 177 usf.). Immerhin schien es mir vollständigkeitshalber nützlich, die Frage ausführlich darzustellen, da die Erkenntnisse dieser einfachen Theorie noch immer nicht in allen flugtechnischen Kreisen bekannt sein dürften.

Die Geschwindigkeit im Schraubenstrahl, fern von der Schraubenebene, ist doppelt so groß wie die Geschwindigkeit, mit welcher die Luft die Schraubenebene durchschreitet; dementsprechend verhält sich der Querschnitt f des kontrahierten Schraubenstrahles zu der von den Schraubenflügeln bestrichenen Kreisfläche F, wie 1 : 2.

Führt man den Wert $w = \frac{2L}{P}$ und $f = \frac{F}{2}$ in (1) ein, so erhalten wir

$$P^3 = 2 F L^2 \frac{\gamma}{g} \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

oder

$$\left(\frac{P}{F}\right)\left(\frac{P}{L}\right)^2 = \frac{2\gamma}{g} \quad . \quad . \quad . \quad (7a)$$

Wir nennen $\frac{P}{F}$ schlechthin die »Flächenbelastung« (Hubkraft, bezogen auf die Flächeneinheit des Schraubenkreises), alsdann erhalten wir für den Bruch $\frac{\text{Hubkraft}}{\text{Leistung}}$ folgenden Ausdruck:

$$\frac{P}{L} = \sqrt{\frac{2\gamma}{g}} \frac{1}{\sqrt{\frac{P}{F}}} \quad . \quad . \quad (9)$$

In Abb. 2 stellt die Abszisse die Flächenbelastung, die Ordinate die Hubkraft für die Leistungseinheit dar. Bezieht man die letztere auf Pferdekräfte, so ist

$$\frac{P}{N} = 106 \sqrt{\frac{\gamma}{g}} \frac{1}{\sqrt{\frac{P}{f}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9a)$$

Um den Gütegrad ausgeführter Schrauben zu vergleichen, kann man die Kurven

$$\frac{\eta P}{N} = 106 \sqrt{\frac{\gamma}{g}} \frac{1}{\sqrt{\frac{P}{F}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

für verschiedene η-Werte zeichnen. Der Gütegrad — gibt dann an, welcher Bruchteil jener Hubkraft erreicht wird, welche bei der gegebenen Flächenbelastung und Motorleistung überhaupt erreicht werden kann. Umgekehrt liefert er die Zahl, mit welcher wir die, für gewisse Hubkraft bei bestimmtem Schraubendurchmesser theoretisch unbedingt erforderliche Motorleistung zu multiplizieren haben, um den wirklichen Leistungsbedarf zu ermitteln[1]).

Bei gut konstruierten Schrauben kann η bis über 80 vH gesteigert werden. Die Luftschrauben mit 6000 mm Durchm. (von der Wiener Firma Járay), welche bei der in dem nachfolgenden Artikel beschriebenen Hubschraubenkonstruktion verwendet wurde, hatte z. B. einen Gütegrad von 81 vH (87 vH nach dem Bendemannschen Maß).

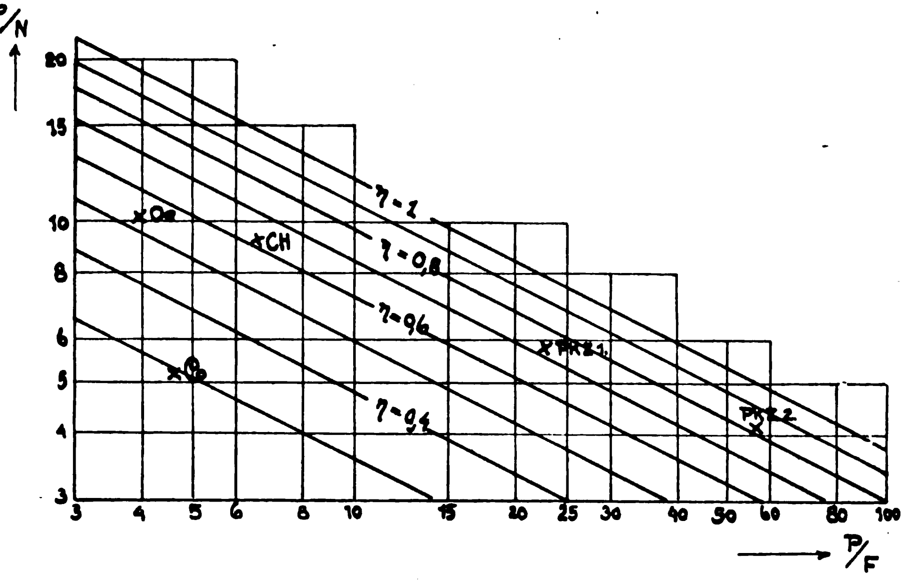


Abb. 3.

In Abb. 3 sind zum Vergleich die Werte $\frac{P}{F}$ und $\frac{P}{N}$, soweit man Angaben besitzt, für einige Schraubenfliegerkonstruktionen im logarithmischen Maßstab eingetragen. Im logarithmischen Maßstab bilden die $\eta =$ konst-Linien parallele Geraden. Die entsprechenden Daten sind in der Tabelle enthalten. Man sieht, daß unter den Konstrukteuren verschiedene Ansichten herrschen, in welchem Gebiet der Flächenbelastung das Optimum für die Gesamtkonstruktion liegt.

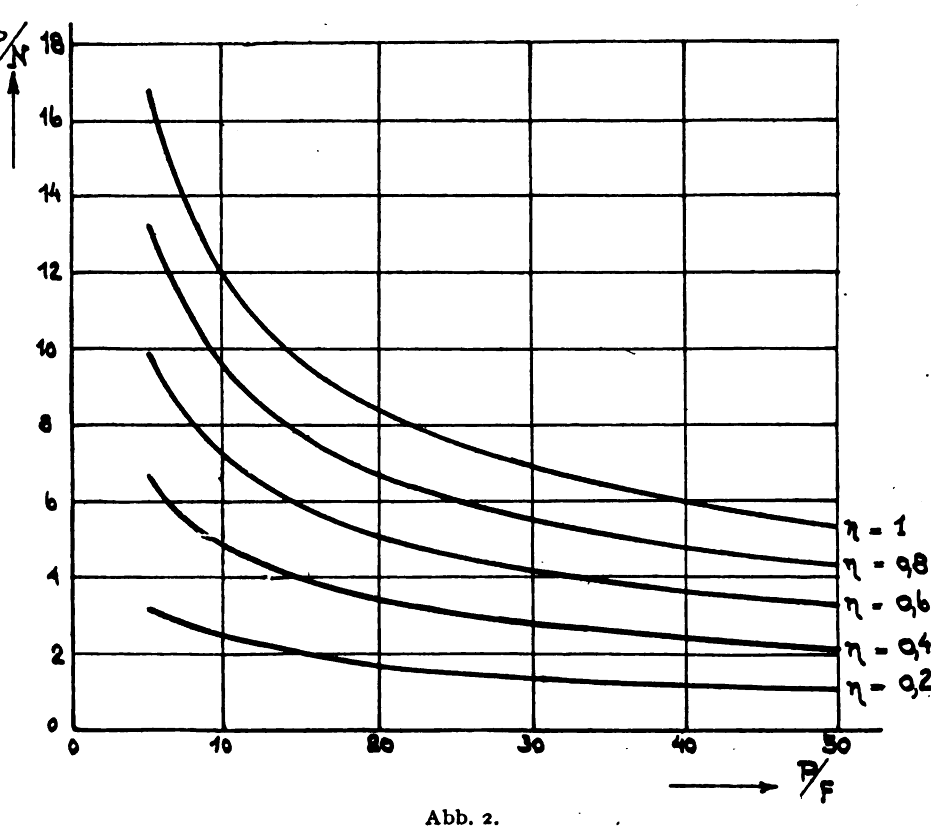


Abb. 2.

2. Vergleich mit dem Drachenflugzeug. — Zum Zwecke des Vergleichs sehen wir das Drachenflugzeug als ein Mittel an, gewisses Gewicht G in Schwebe zu halten, d. h. wir vergleichen nicht die Transportleistung, sondern fragen genau so wie beim Hubschrauber, welches Gewicht kann mit einer gegebenen Leistung in Schwebe gehalten werden. Zunächst muß man für den Vergleich einen gerechten Maßstab finden, indem man sich darüber einigt, wie die Ab-

[1]) Der hier benutzte Gütegrad ist nicht identisch mit dem Gütegrad, welchen Bendemann in der oben zitierten Arbeit vorgeschlagen hat. Bendemann betrachtet als Gütegrad das Verhältnis der effektiv erzielten Hubkraft zu der theoretisch möglichen bei gleichem Durchmesser und gleicher Motorleistung. Ich stelle die effektive Hubkraft in Verhältnis zu der theoretisch möglichen bei gleicher Motorleistung und gleicher Flächenbelastung. Der von mir benutzte Gütegrad η ist gleich $\zeta^{3/2}$, falls der Gütegrad von Bendemann mit ζ bezeichnet wird.

Zahlentafel 1.

System	Hubkraft P kg	Schraubenkreisfläche F m²	$\frac{P}{F}$ kg/m²	Leistung N PS	$\frac{P}{N}$ kg/PS	$\left(\frac{P}{N}\right)$ theor.	Gütegrad η
Cornu	260	56,5	4,6	50	5,2	17,4	0,30
Breguet	620	201	3,1	45	13,8	21,2	0,65
P. K. Z. 1 [1])	1100	48	23,0	190	5,8	7,8	0,74
P. K. Z. 2 [2])	1500	28,3	53	360	4,15	5,15	0,80
Crocker-Hewitt	1150	176	6,6	126	9,2	14,5	0,63
Pescara	360[3])	28,3	12,7	60	6,0	10,5	0,56
Oemmichen	255[4])	64	4,0	25	10,2	19,6	0,52

[1]) Petróczy-Kármán-Zurovec mit elektrischem Antrieb.
[2]) Petróczy-Kármán-Zurovec mit Benzinmotorantrieb.
[3]) Apparatgewicht 600 kg.
[4]) Apparatgewicht 336, Differenz durch Zusatzballon ausgeglichen.

messungen der Schraube einerseits und des Tragflügels anderseits in Parallele gesetzt werden sollen. Meiner Ansicht nach ist es richtig, die größten Abmessungen, d. h. den Schraubendurchmesser und die Flügelspannweite gegenüber zu stellen und eine Luftschraube von bestimmtem Durchmesser mit einem Tragflügel von gleicher Spannweite zu vergleichen. Es wäre dagegen ungerecht, die Hubschraube etwa mit einem Tragflügel zu vergleichen, dessen Flächenmaß gleich der Kreisfläche der Schraube

und wenn wir für

$$\frac{t}{l} = \frac{F}{l^2}$$

und für

$$F = \frac{P}{c_a \frac{\gamma}{g} \frac{v^2}{2}}$$

einführen

$$\frac{P}{L} = \frac{c_a}{c_0 v + \frac{1}{\pi} \frac{P}{l^2} c_a \frac{2g}{\gamma} \frac{1}{v}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

Wir können daher die Tragfähigkeit für die Leistungseinheit P/L auffassen als Funktion von $\frac{P}{l^2}$, d. h. Gewicht durch Quadrat der Spannweite, genau so wie wir dieselbe Größe für den Hubschrauber in Abhängigkeit von $\frac{P}{d^2}$ erhalten haben. Nur enthält noch die Formel als Parameter c_a und die Fluggeschwindigkeit v. Wir wollen näher diskutieren, wie diese beiden Größen das Verhältnis P/L beeinflussen.

Zunächst der Einfluß von c_a, d. h. des Anstellwinkels bei gegebener Geschwindigkeit: die Größe P/L wächst offenbar

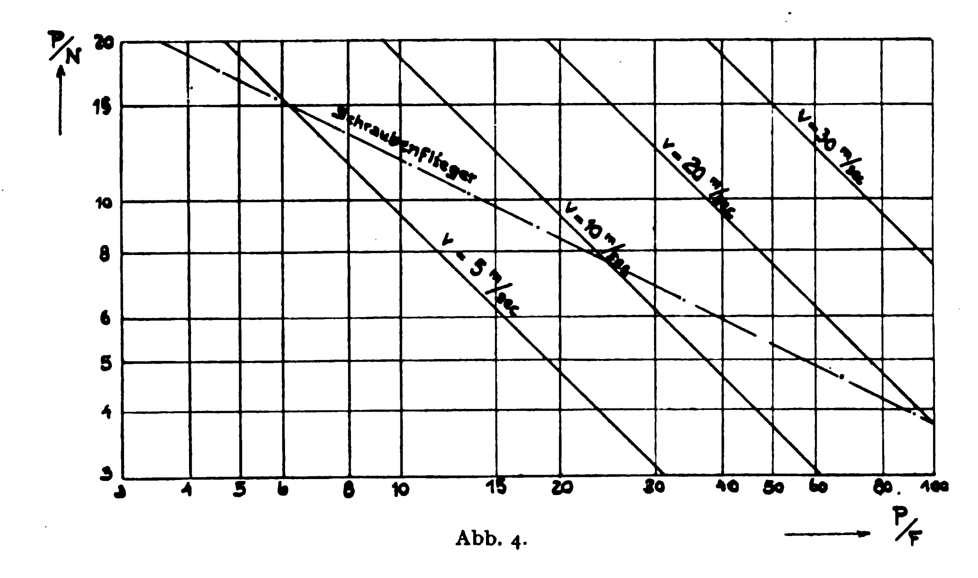


Abb. 4.

ist, da man beim Tragflügel den Gütegrad durch Vergrößerung der Verhältniszahl: Spannweite zur Flügeltiefe bei gleichem Flächenmaß bedeutend günstiger gestalten kann. Die Gleichungen für die Tragfähigkeit und Leistung lauten beim Drachenflieger, falls F das Flächenmaß der Tragfläche, v die Fluggeschwindigkeit bezeichnet

$$\left.\begin{aligned} P &= c_a F \frac{\gamma}{2g} v^2 \\ L &= c_w F \frac{\gamma}{2g} v^3 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Nun kann man setzen, falls c_w den Widerstandskoeffizienten der Gesamtanordnung bezeichnet

$$c_w = c_0 + \frac{1}{\pi} \frac{t}{l} c_a^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

wobei c_0 den reinen Profilwiderstand und den auf die Einheit der tragenden Fläche bezogenen schädlichen Widerstand angibt, während der zweite Term den durch das Verhältnis λ der Flügeltiefe t und der Spannweite l (Seitenverhältnis) bestimmten »induzierten Widerstand« darstellt.

Durch Division der beiden Gleichungen (11) erhalten wir zunächst

$$\frac{P}{L} = \frac{c_a}{c_0 v + \frac{1}{\pi} \frac{t}{l} c_a^2},$$

mit wachsendem c_a, und zwar nähert sich für große c_a der Grenze

$$\left(\frac{P}{L}\right)_{\max} = \pi \frac{l^2}{P} \frac{\gamma}{2g} v \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Falls wir diese Größe graphisch darstellen, und zwar am besten wieder im logarithmischen Maßstab, so gelangen wir zu der Geradenschar in Abb. 4, wobei die strichpunktierte Linie die Kennlinie des idealen Hubschraubers darstellt.

Wir ersehen daraus, daß, wenn wir die Geschwindigkeit festhalten, d. h. falls wir fordern, daß das Flugzeug noch mit einer gewissen Minimalgeschwindigkeit schweben soll, oberhalb einer gewissen spezifischen Flächenbelastung die Hubschraube günstiger ist, unterhalb dieser Grenze aber das Drachenflugzeug größere Tragfähigkeit für die Pferdestärke besitzt. Je größer die erlaubte Geschwindigkeit des Drachenflugzeuges ist, desto höher liegt jene Grenze der spezifischen Belastung, bei welcher die Hubschraube vorteilhaft wird.

Zweitens der Einfluß der Geschwindigkeit: man sieht leicht, daß, wenn wir die Konstanten c_0 und c_a festhalten, eine günstigste Geschwindigkeit existiert, und zwar wird diese gegeben durch die Gleichung

$$v = \sqrt{\frac{P}{\pi l^2} \frac{c_a}{c_0} \frac{2g}{\gamma}}.$$

Führen wir diesen Wert in (13) ein, so erhalten wir

$$\frac{P}{L} = \sqrt{\frac{\pi\, c_a}{c_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{8\, g}} \frac{1}{\sqrt{\frac{P}{l^2}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Die entsprechende Formel für den Hubschrauber lautete

$$\frac{P}{L} = \frac{\sqrt{\pi}}{2} \sqrt{\frac{2\,\gamma}{g}} \frac{1}{\sqrt{\frac{P}{d^2}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

Setzt man für c_a und c_0 gebräuchliche Werte, etwa wie

$c_{a\,\max} = 1{\cdot}5$

$c_0 \quad = 0{\cdot}08 - 0{\cdot}1$ (Rumpfwiderstand einbegriffen)

ein, so sieht man, daß die absolute Tragfähigkeit des Drachenfliegers etwa 1,5- bis 2fach günstiger ist als die des Hubschraubers, dessen Schraubendurchmesser mit der Spannweite des Drachenfliegers gleiche Größe hat.

Der Vorteil des Schraubenfliegers ist folglich die langsame Schwebegeschwindigkeit bzw. das Schweben an Ort und Stelle; erst wenn geringe Geschwindigkeit mit großer Flächenbelastung verbunden werden soll, treten seine Vorzüge hervor.

3. Die Tragfähigkeit der Doppelschraube. — Da der Schraubenflieger zur Ausschaltung der Reaktionsmomente mit gegenläufigen Schrauben gebaut werden muß, so ergeben sich zwei schematische Anordnungen, je nachdem die Luftschrauben nebeneinander oder untereinander angeordnet werden. Die nebeneinander liegenden Schrauben werden sich sehr wenig beeinflussen, sie vergrößern aber die Abmessungen des Apparates: die untereinander angeordneten Schrauben werden dagegen voneinander stark beeinflußt. Man wäre zunächst geneigt zu sagen, daß als tragende Fläche nur die gemeinsame Kreisfläche der beiden Luftschrauben in Betracht kommt. Eine genauere Betrachtung der Vorgänge zeigt jedoch, daß die untere Schraube doch günstiger arbeitet, als man anzunehmen geneigt ist; sie empfängt nur in der Mitte den kontrahierten Luftstrahl der oberen Schraube, während die äußeren Teile des Schraubenkreises von der Seite frische Luft ansaugen können. Falls wir den Querschnitt des kontrahierten Strahles gleich der halben Kreisfläche ansetzen, so wäre also schätzungsweise als wirksame Fläche für beide Schrauben gemeinsam die 1½fache Kreisfläche in Rechnung zu setzen. In Wirklichkeit wird die Sache noch deshalb günstiger, weil die Belastung des Schraubenkreises nicht gleichmäßig ist, sondern im allgemeinen von innen nach außen zunimmt.

Falls wir als Fläche F in Gleichung (9) die 1½fache Kreisfläche einführen, so wird die maximale Hubkraft etwa mit 15 vH größer, als wenn wir die gesamte Leistung der beiden Schrauben in einer Schraube vereinigen.

Es wäre von großem Interesse, zuverlässige Versuche über diesen Punkt zu haben. Die meisten Versuche über Schrauben in Tandemanordnung, z. B. die Versuche der amerikanischen »advisory committee for aeronautics« beziehen sich leider nur auf Triebschrauben im Flugwind. Die Versuche von Prof. Klingenberg (Z. d. V. d. Ing. 1910, S. 1009) ergaben für koaxiale Hubschrauben günstige Resultate. So erhielt er mit einer Luftschraube von 8 m Durchm. bei 34 PS Leistung 200 kg Hubkraft, mit einer 6 m Durchm.-Schraube bei 42 PS ebenfalls 200 kg Hubkraft; falls die beiden Schrauben koaxial liefen, erhielt man bei 69 PS Gesamtleistung 420 kg Hubkraft. Auch bei unseren in dem nachfolgenden Artikel des Herrn Zurovec beschriebenen Versuchen ergab sich, daß der Gütegrad des koaxialen Schraubenpaares besser ist als der der Einzelschraube.

4. Der Schraubenflieger im horizontalen Fluge. Es ist oft vorgeschlagen worden, die horizontale Fortbewegung des schwebenden Schraubenfliegers dadurch zu bewirken, daß die Schraubenachse, d. h. die Richtung des Schraubenzuges, schräg gestellt wird. Um die Abhängigkeit des Arbeitsbedarfes von der horizontalen Fluggeschwindigkeit abzuschätzen, müssen wir über den Widerstand klar werden, welchen eine zur Achse nahezu senkrecht sich fortbewegende Luftschraube erfährt. Einen zweiten Teil des Leistungsbedarfes liefert der Widerstand der sonstigen Konstruktionsteile, z. B. des »Rumpfes«, welcher die Motoren und Insassen trägt. Der diesen Teilen anhaftende schädliche Widerstand kann etwa in derselben Weise abgeschätzt werden wie bei einem Drachenflugzeug. Wesentlich neu ist dagegen der unvermeidliche Widerstand des Tragsystems, welches in diesem Falle durch die Luftschraube gebildet wird.

Die englische »advisory committee for aeronautics« hat mehrfach Messungen über die Einwirkung des seitlichen Anblasens auf eine Luftschraube anstellen lassen[1]). Leider reichen diese Versuche zur Beurteilung der gestellten Frage nicht aus, weil sie sich auf relativ kleine Neigungen zwischen Anblaserichtung und Schraubenachse beschränken, wie sie in der Praxis bei Triebschrauben (etwa in Kurven) auftreten. Aus diesem Grunde wollen wir mit einer ganz approximativen Überschlagsrechnung begnügen, welche die Größenordnung der Zunahme des Arbeitsbedarfes mit zunehmender seitlicher Geschwindigkeit abschätzen läßt[2]).

Wir denken uns die Luftschraube in einer unter dem Winkel ψ geneigten Lage gegen die Vertikale durch einen horizontalen Wind (etwa durch den Fahrwind) v angeblasen und fragen, unter welchen Bedingungen ist die Luftschraube im Gleichgewicht, falls außer der Luftkräfte nur das Gewicht G der gesamten Konstruktion auf sie wirkt.

Wir wollen die allerdings rohe Annäherung einführen, daß wir die Flügel der Luftschraube durch je ein Flächenelement in einer mittleren Entfernung r (etwa zwei Drittel

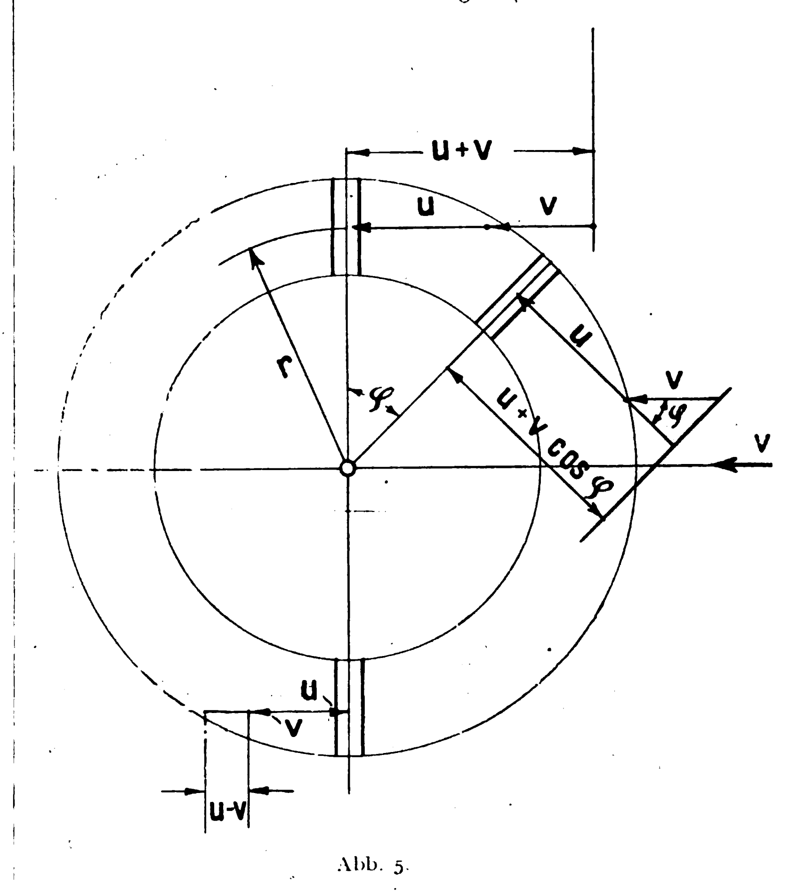


Abb. 5.

des Schraubenhalbmessers R) ersetzen. Außerdem nehmen wir an, daß die Geschwindigkeit des seitlichen Windes v klein ist gegen die Umfangsgeschwindigkeit $u = r\omega$ (ω = Drehgeschwindigkeit) des Elementes in der Entfernung r.

Wir wollen zunächst das Flächenelement in den zwei extremen Lagen betrachten, einmal gegen den Wind und dann von dem Wind abgewendet (Abb. 5). In beiden Lagen ist die relative Anblasegeschwindigkeit offenbar die Resultierende von u und v. Falls der Winkel ψ klein ist und v klein gegen u, so können wir die Resultierende in A gleich $(u + v)$ und in B gleich $(u - v)$ setzen. Außerdem hat sich der Anstellwinkel geändert, und zwar ist er

[1]) Reports 1912/13, 1913/14, 1918.

[2]) Vgl. Riach, Aircraft Engineering und Aeronautics.



in A: vermindert im Verhältnis $\frac{u}{u+v}$

in B: vermehrt im Verhältnis $\frac{u}{u-v}$.

Falls wir uns zunächst auf die Effekte von der Größenordnung $\frac{v}{u}$ beschränken, dagegen $\left(\frac{v}{u}\right)^2$ gegen 1 vernachlässigen, so können wir sagen, daß der Einfluß der Anstellwinkeländerungen sich in erster Annäherung aufhebt.

Wir wollen nun das Gleichgewicht in der horizontalen Richtung betrachten. Bezeichnen wir in der nicht geneigten Lage die Komponenten der Luftkraft, in der Achsenrichtung und in der Richtung der Tangente mit Y und X, in der geneigten Lage mit Y' und X', so können wir für kleine Winkel ψ die Gleichgewichtsbedingung in horizontaler Richtung schreiben

$$X' + Y'\psi = 0 \quad \ldots \ldots \quad (17)$$

Wie weit sind nun X' und Y' von X und Y verschieden? Da der Einfluß des Anstellwinkels sich links und rechts aufhebt, so können wir schreiben

für A:

$$X' = X\left(\frac{(u+v)}{u}\right)^2, \quad Y' = Y\left(\frac{u+v}{u}\right)^2$$

für B:

$$X' = X\left(\frac{u-v}{u}\right)^2, \quad Y' = Y\left(\frac{u-v}{u}\right)^2$$

oder mit Vernachlässigung der Größen zweiter Ordnung

$$X\frac{2v}{u} = 2Y\psi \quad \ldots \ldots \quad (18)$$

Betrachten wir die allgemeine Lage des Schraubenelementes etwa um den Winkel φ gegen die Windrichtung verdreht, so ändert sich folgendes:

a) Wir haben als Anblasewind senkrecht zum Tragflächenelement im allgemeinen $u - v\cos\varphi$.

b) Um die Kraft in der Windrichtung zu erhalten, haben wir statt X die Komponente $X\cos\varphi$ in Rechnung zu setzen. Der Betrag des Elementes in der Lage φ wird also lauten:

$$X\frac{2v\cos^2\varphi}{u}.$$

Berücksichtigt man, daß der Mittelwert von $\cos^2\varphi = \frac{1}{2}$ beträgt, so haben wir schließlich als Gleichgewichtsbedingung:

$$X\frac{v}{u} = Y\psi,$$

d. h. die Schraube muß die Neigung

$$\psi = \frac{X}{Y}\frac{v}{u} \quad \ldots \ldots \quad (19)$$

annehmen, um im Seitenwind das Gleichgewicht zu halten. Die seitliche Kraft beträgt

$$H = X\frac{v}{u} = X\frac{v}{r\omega}$$

oder, falls man berücksichtigt, daß $Xr\omega = L$ die aufgewandte Leistung ist

$$H = L\frac{v}{u^2} = L\frac{v}{r^2\omega^2} \quad \ldots \ldots \quad (20)$$

und der Leistungsbedarf der Horizontalbewegung

$$L' = L_0\frac{v^2}{u^2} \text{ (} L_0 \text{ der Leistungsbedarf des Schwebens).}$$

Nehmen wir z. B. an, daß eine Luftschraube, welche zum Schweben 100 PS verbraucht und bei welcher die Umlaufgeschwindigkeit etwa in $^1/_3$ Entfernung von den Flügelspitzen 120 m/s beträgt, mit 30 m Geschwindigkeit fahren soll, so wäre der Leistungsbedarf der Vorwärtsbewegung

$$L' = \frac{100}{16} = 6 \cdot 7 \text{ PS}.$$

Man sieht daher, daß man mit relativ sehr wenig Mehrleistung beträchtliche Geschwindigkeiten erreichen kann[1]). Die zum Fahren mit 30 m Geschwindigkeit erforderliche Schiefstellung der Schrauben ist ebenfalls verhältnismäßig gering. Sie beträgt

$$\psi = \frac{L}{Y}\frac{v}{(r\omega)^2}$$

wobei Y den Gesamtauftrieb bezeichnet. Nehmen wir als solchen etwa $Y = 400$ kg an, so wäre

$$\psi = \frac{7500}{4100}\frac{30}{120 \cdot 120} = 0{\cdot}039 \cong 2^0,$$

d. h. etwa 2° Neigung genügt, die Schraube mit 30 m/s Geschwindigkeit durch die Luft zu schleppen.

Diese Ergebnisse sind für die Aussichten des Hubschraubers als Transportmaschine nicht ungüntig. Man würde ein Fahrzeug haben, welches seine Geschwindigkeit in sehr weiten Grenzen bei wesentlich konstanter Belastung der Antriebsmaschinen ändern kann. Den Hauptanteil des Leistungsbedarfes bei sehr großen Fahrgeschwindigkeiten bildet der schädliche Widerstand, welcher jedoch durch geschickte Formgebung sehr reduziert werden kann.

II. Stabilität.

Ich beschränke mich auf die Unersuchung des an Ort und Stelle schwebenden Schraubenfliegers, und zwar will ich zuerst den Fall des freien, dann des gefesselten Hubschraubers behandeln. Ich bemerke, daß das Problem von mehreren Forschern in Verbindung mit der Frage nach der Stabilität des Fallschirmes angegangen wurde, so z. B. von H. Bateman[1]). Ich glaube jedoch, daß meine angenäherten Berechnungen zwar weniger genau sind, aber dafür die Sachlage etwas durchsichtiger darstellen.

1. Stabilität der Einzelschraube. — Es gibt ein beliebtes Kinderspielzeug, bei welchem eine kleine Luftschraube an einem steilgängigen Gewinde hinaufgezogen, dadurch in schnelle Rotation versetzt und so sich selbst überlassen wird. Die kleine Luftschraube schwebt augenscheinlich stabil, bis der Auftrieb infolge Nachlassens der Drehzahl aufhört.

Die Stabilität der Einzelschraube fußt teilweise auf der gyroskopischen Wirkung der rotierenden Masse; außerdem verdankt jedoch die Schraube ihre Stabilität aerodynamischen Kräften, welche in ähnlichem Sinne wie die gyroskopischen Massenkräfte wirken und welche wir als »aerodynamische Kreiselwirkung« bezeichnen können. Das Wesen der gyroskopischen Massenkräfte besteht darin, daß bei einer fortschreitenden Neigung der Drehachse in einer bestimmten Ebene ein Drehmoment in der dazu senkrechten Ebene auftritt, so daß z. B. die Achse des aufrechten Kreisels, statt in einer Ebene zu fallen, senkrecht ausweicht und der Endpunkt der Achse eine kreisförmige Bahn beschreibt (Präzession). Beachtet man nun die Luftkräfte, welche auf die Flügelblätter einer Luftschraube wirken, so erhält man eine ganz analoge Wirkung.

Ich nehme an, daß die Achse der Schraube durch irgendeinen Zufall um den Winkel ψ nach der Seite geneigt ist. Wie im letzten Punkt auseinandergesetzt wurde, wird die Schraube unter Mitwirkung der seitlichen Komponente des Schraubenzuges seitlich wandern. Wir haben also den Fall wie bei dem horizontal fliegenden Hubschrauber; betrachten wir die Flügelblätter wieder in den beiden extremen Lagen A und B, wie in Abb. 5, so erfährt A eine größere Anblasegeschwindigkeit als B. Mithin erfährt das Flügelblatt A einen größeren Auftrieb als B, und wir haben ein Drehmoment in einer zur ursprünglichen Neigung der Achse senkrechten Ebene, welches die Achse nun in dieser letzten Ebene auslenkt. Sobald jedoch die Achse ausgelenkt wird, erfährt das ganze System eine Geschwindigkeit in dieser neuen Ebene; dies hat wieder ein Moment senkrecht zur Ebene zur Folge, welches die ursprüngliche Neigung aufrichtet. Das Ergebnis ist, daß die Spitze der Schraubenachse eine kreisförmige Bahn um die vertikale Lage beschreibt, ganz ähnlich wie dies beim aufrechten Kreisel der Fall ist. Der Halbmesser dieser »Präzessionsbewegung« ist zumeist so gering, daß die Schraube vollkommen ruhig erscheint.

[1]) Der Leistungsbedarf wird noch etwas dadurch vermindert, daß der Seitenwind (d. h. der Fahrwind) den Auftrieb ein wenig erhöht, d. h. die zum Schweben notwendige Motorleistung etwas vermindert wird.

[1]) Reports Nr. 80 des National Advisory Comm. for Aeronautics Washington 1920.

Leider sind diese gyroskopischen Wirkungen, und zwar sowohl die Kreiselwirkung der Massen als die gyroskopischen Luftkräfte ausgeschaltet, wenn wir zwei gleiche gegenläufige Schrauben nehmen. Die Stabilitätsverhältnisse liegen alsdann ganz anders und, wie wir sehen werden, im allgemeinen keineswegs günstig.

2. Stabilität der Doppelschraube. — Für die kommenden Untersuchungen ist es ziemlich gleich, ob die beiden Luftschrauben nebeneinander oder koaxial angeordnet sind, insofern wir die gegenseitige Beeinflussung der Schrauben vernachlässigen und für beide dieselben Luftkräfte annehmen, naturgemäß unter Berücksichtigung des umgekehrten Drehsinns. Unter dieser Voraussetzung erfährt das System bei seitlichem Anblasen kein Moment in einer Ebene senkrecht zur Anblaserichtung, weil die Momente, welche wir im vorangehenden Punkte betrachtet haben, sich gegenseitig aufheben. Wir können daher in einer Ebene bleiben und die Bewegung der Doppelschraube in dieser Ebene untersuchen.

Zunächst wollen wir die Vertikalbewegung ausschalten: gegen eine Vertikalverschiebung ist das Schraubensystem stabil, falls bei Aufwärtsbewegung der Schraubenzug abnimmt, bei Abwärtsbewegung zunimmt. Diese Bedingung ist im allgemeinen erfüllt. Sie ist gleichbedeutend damit, daß der Schraubenring der Standschraube beim Anblasen von vorne abnimmt, beim Anblasen von hinten zunimmt, was bekanntlich tatsächlich der Fall ist bzw. durch geeignete Wahl der Steigung und des Profils leicht erreicht werden kann.

Es bleibt daher übrig, die Bewegung in der horizontalen Richtung und die Drehung des Systems zu betrachten, s. Abb. 5a.

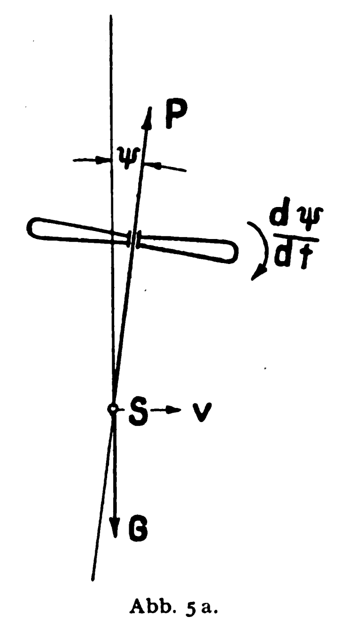


Abb. 5a.

Es bezeichne:

$G =$ das Gewicht des Systems,
$v =$ die horizontale Geschwindigkeit,
$\psi =$ die Neigung der Schraubenachse.

Wir wollen die Kräfte und Momente ansetzen, welche durch die Abweichungen von der vertikalen Schwebelage entstehen.

Zunächst entsteht

a) durch die Schräglage ψ eine Horizontalkraft, von der Größe $G\psi$, welche das System in der horizontalen Richtung abdrängt;
b) durch die horizontale Geschwindigkeit ein Widerstand in derselben Richtung, welche wir allgemein proportional v, gleich $-k \cdot v$ ansetzen wollen. Über die Bedeutung des Beiwertes k werden wir später sprechen;
c) ein seitlicher Widerstand durch die Schwenkungsgeschwindigkeit $\frac{d\psi}{dt}$, wie z. B. bei großer Entfernung der Schrauben vom Schwerpunkt; wir wollen die Kraft setzen $-f\frac{d\psi}{dt}$.

Es entstehen ferner folgende Momente:

d) Durch die Schwenkungsgeschwindigkeit der Schraubenachse. Wir rechnen die Momente um den Schwepunkt des Systems. Wir setzen allgemein das erwähnte Moment gleich $-\mu\frac{d\psi}{dt}$, und zwar setzen wir μ positiv, falls das Moment die Bewegung dämpft. Den Hauptanteil bildet dabei das Moment der seitlichen Kräfte, welche durch Schwenkung der Luftschrauben entstehen.
e) Durch die Horizontalgeschwindigkeit v, entsprechend dem Momente der seitlichen Kraft unter b). Bezeichnen wir den Abstand des Druckpunktes der seitlichen Kraft $-kv$ vom Schwerpunkt mit e, und zwar positiv nach oben, so haben wir das Moment gleich kve, im aufrichtenden Sinne, falls e und k positiv sind.

Die Bewegungsgleichungen lauten daher

$$\frac{G}{g}\frac{dv}{dt} = G\psi - kv - f\frac{d\psi}{dt}$$
$$J\frac{d^2\psi}{dt^2} = -\mu\frac{d\psi}{dt} - kve \quad \ldots \quad (21)$$

($J =$ Trägheitsmoment des Flugzeuges um den Schwerpunkt.)

Aus den beiden Gleichungen eliminieren wir v.
Aus der zweiten Gleichung folgt:

$$v = \frac{\mu}{ke}\frac{d\psi}{dt} - \frac{J}{ke}\frac{d^2\psi}{dt^2}.$$

Setzen wir diesen Wert in die erste Gleichung ein, so erhält man:

$$\frac{GJ}{gk}\frac{d^3\psi}{dt^3} + \left(\frac{G\mu}{gk} + J\right)\frac{d^2\psi}{dt^2} - fe\frac{d\psi}{dt} + Ge\psi = 0 \quad (22)$$

Wir sehen zunächst, daß, wenn wir e zu Null nehmen, das Gleichgewicht neutral ist, d. h. das Flugzeug jede Neigung annehmen und mit der zugehörigen Geschwindigkeit (nach Gleichung (21) folgt $G\psi = kv$) seitwärts fahren kann. Da wir gesehen haben, daß sehr geringe Neigungen sehr erheblichen Geschwindigkeiten entsprechen, könnte ein solches neutrales Flugzeug nur durch außerordentlich kräftige Steuerung im Gleichgewicht gehalten werden. Es ist auch klar, daß e positiv sein muß, d. h. der seitliche Widerstand muß das Flugzeug aufrichten, sonst ist das System unrettbar labil, indem die Neigung fortwährend wächst und das Flugzeug schließlich umkippt und mit der Spitze der Schraubenachse in den Boden fährt, wie dies an Modellen auch beobachtet werden kann.

Es fragt sich nun, ob es genügt, daß wir ein aufrichtendes Moment des seitlichen Widerstandes, d. h. seinen Drehpunkt oberhalb des Schwerpunktes annehmen.

Wir wollen zuerst den Fall nehmen, daß $\mu = 0$ gesetzt werden kann, d. h. wir von einem dämpfenden Moment absehen können. Ferner nehmen wir $f = 0$ an, d. h. wir nehmen an, daß die Kraft, die durch die Schwenkungsgeschwindigkeit des Flugzeugs erzeugt wird, klein ist gegen die Kräfte, die durch Horizontalverschiebung und durch die Schräglage entstehen. Die Differentialgleichung der Bewegung lautet dann

$$\frac{GJ}{gk}\frac{d^3\psi}{dt^3} + J\frac{d^2\psi}{dt^2} + Ge\psi = 0 \quad \ldots \quad (23)$$

Setzen wir die Lösung, wie bei Stabilitätsuntersuchungen üblich

$$\psi = \psi_0 e^{\lambda t}$$

an, so erhalten wir für λ die Gleichung

$$\frac{GJ}{gk}\lambda^3 + J\lambda^2 + Ge = 0 \quad \ldots \quad (24)$$

In Abb. 6 ist die linke Seite der Gleichung (24) als Funktion von λ dargestellt. Man sieht, daß die Gleichung nur eine reelle (negative) Wurzel hat, die beiden andern Wurzeln sind konjugiert komplex. Wir können schreiben

$$\lambda_1 = -p$$
$$\lambda_2 = q + ir$$
$$_3 = q - ir.$$

Die erste Wurzel stellt eine aperiodisch gedämpfte Bewegung dar. Die Stabilitätsfrage hängt nun davon ab, ob q, d. h. der gemeinsame rechte Teil der beiden andern Wurzeln, positiv oder negativ ist. Positiver reeller Teil bedeutet Labilität.

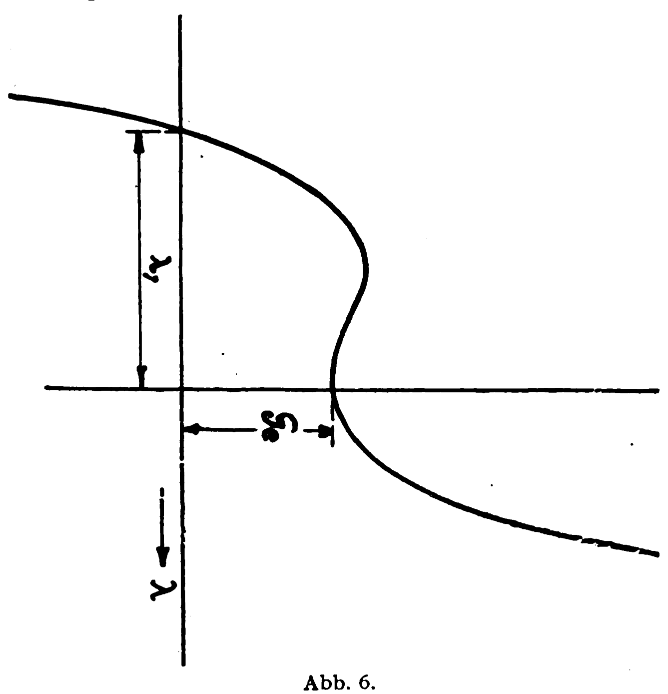


Abb. 6.

Nun kann man leicht zeigen, daß eine Gleichung dritten Grades von der Form der Gleichung (24), wobei alle Koeffizienten positiv sind, stets zwei konjugiert komplexe Wurzeln mit positivem Realteil hat[1]).

Was bedeutet dies mechanisch?

Daß wir neben der stark gedämpften Bewegung, welche der Wurzel λ_1 entspricht, periodische Schwingungen mit wachsender Amplitude erhalten. Das aufrichtende Moment des seitlichen Widerstandes richtet zwar das System auf, es »übersteuert« jedoch, so daß die Ausschläge und die seitlichen Geschwindigkeiten immer größer werden.

Wir haben einen typischen Fall der Labilität vor uns. Ich bin der Überzeugung, daß alle bisher verwirklichten sog. freifliegenden Hubschrauber labil gewesen sind; dieser Umstand trat jedoch wenig in Vorschein, weil die meisten überhaupt nicht so lange frei schweben konnten, daß die langsam sich entwickelnden wachsenden Schwingungen beobachtet werden konnten.

Die wichtigste Frage ist nun, wie weit durch ein dämpfendes Moment der Luftkräfte (d. h. bei von Null verschiedenem positivem Beiwert μ) die Labilität behoben werden kann. Ich muß hier auf einen algebraischen Satz (auf das sog. Hurwitzsche Kriterium) mich berufen, welches folgendes aussagt: Die Gleichung

$$X^3 + A\,x^2 + B\,x + C = 0$$

hat Wurzeln mit nicht positivem Realteil, falls erstens A, B, C nicht negativ sind, zweitens die Ungleichung

$$A\,B \geqq C$$

gilt. Wir sehen, daß in unserem früheren Falle $B = 0$ war, folglich das Kriterium nie erfüllt werden konnte.

Die Bedingung, angewendet auf unsere Gleichung, liefert als Bedingung der Stabilität:

$$\left(\frac{G}{g^k}\,\mu + J\right)(\mu - f\,e) \geqq \frac{G^2\,J\,e}{g\,k}$$

oder

$$\left(\mu + k\,\frac{J\,g}{G}\right)(\mu - f\,e) \geqq J\,G\,e \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

Wir wollen die Bedingung auf einige einfache Fälle (s. Abb. 7) anwenden:

a) Es sei vorausgesetzt, daß die beiden Schrauben oben angeordnet sind und der Schwerpunkt in der Tiefe h liegt. Der seitliche Widerstand aller anderen Teile ist etwa proportional v^2 zu setzen, so daß für kleine Schwingungen wesentlich nur der seitliche Widerstand der Schrauben in Betracht kommt, welcher mit v proportional ist. Alsdann können wir den Druckpunkt des seitlichen Widerstandes in der Schraubenebene annehmen, so daß wir $e = h$ setzen. Ferner wird das Dämpfungsmoment im wesentlichen auch von dem seitlichen Widerstand der Schrauben geliefert, und zwar ist die seitliche Geschwindigkeit derselben bei einer Drehung mit der Drehgeschwindigkeit $\frac{d\psi}{dt}$ gleich $h\,\frac{d\psi}{dt}$, so daß wir setzen können:

$$\mu\,\frac{d\psi}{dt} = k\,h^2\,\frac{d\psi}{dt},$$

d. h.

$$\mu = k\,h^2.$$

Schließlich ist offenbar

$$f\,\frac{d\psi}{dt} = h\,k\,\frac{d\psi}{dt},$$

d. h.

$$f = k\,h.$$

Wir haben somit den Fall vor uns, daß der Koeffizient $(\mu - f\,e)$ gleich oder nahezu gleich Null ist. Dadurch gestaltet sich die Gleichung analog wie in dem einfachen Falle $\mu = f = 0$, d. h. die Anordnung ist labil.

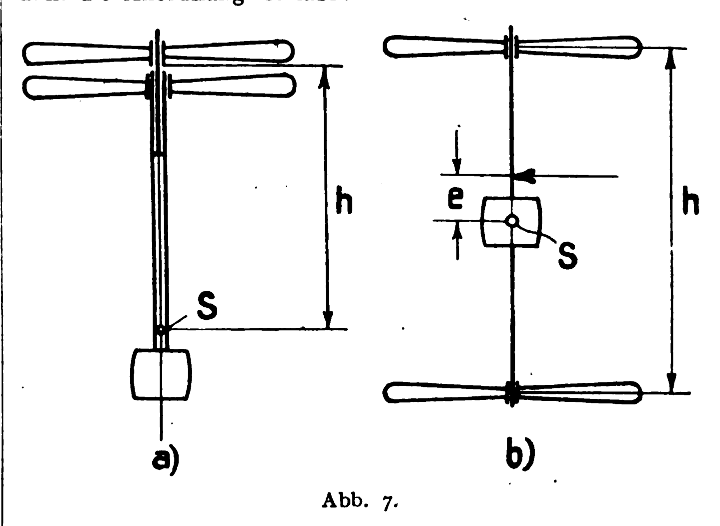


Abb. 7.

b) Günstiger erscheint die Anordnung von zwei gegenläufigen Schrauben, die zwar koaxial, aber in einer erheblichen Entfernung h angeordnet sind, so daß der Schwerpunkt des ganzen Systems zwischen die beiden Schrauben fällt. Falls der Schwerpunkt mit dem Druckpunkt des seitlichen Widerstandes zusammenfällt, so wäre das System neutral. Nun kann man naturgemäß nicht darauf rechnen, daß der Druckpunkt und der Schwerpunkt stets zusammenfallen, und so ergibt sich die Fragestellung, wie groß ist die Toleranz für die Lage des Druckpunktes bei gewisser Höhe h, bzw. wie weit müssen die Schrauben auseinander gelegt werden, daß bei gewisser Verschiebung des Drehpunktes noch Stabilität herrscht?

Ich nehme den Schwerpunkt in der Höhe $\frac{h}{2}$ an und nehme an, daß der Druckpunkt (infolge Asymmetrie der Schrauben usw.) um die Strecke e verschoben ist. Wir setzen im Sinne der obigen Ausführungen [im Punkte a)] $\mu = \frac{h^2}{2}\,k$. Dagegen ist infolge der symmetrischen Anordnung $f = 0$. Wir haben daher als Stabilitätsbedingung nach Gleichung (25)

$$k^2\left(\frac{h^2}{2} + \frac{J\,g}{G}\right)\frac{h^2}{2} \geqq J\,G\,e.$$

[1]) Die Gleichung sei geschrieben $x^3 + A\,x^2 + B = 0$. Nehmen wir $A = 0$, so sind die drei Wurzeln $x_1 = \sqrt[3]{B}$; $x_2 = \sqrt[3]{B}\left(\frac{1}{2} + i\,\frac{1}{2}\right)$, $x_3 = \sqrt[3]{B}\left(\frac{1}{2} - i\,\frac{1}{2}\right)$, d. h. x_2 und x_3 haben positiven Realteil; wenn wir jetzt A wachsen lassen, und für gewisse A-Werte negative Realteile sich ergeben würden, müßte einmal der Realteil Null sein, d. h. $x_2 = ri$, $x_3 = -ri$ gesetzt werden können. Eine solche Wurzel ist jedoch nicht möglich, weil dann x^3 rein imaginär, $A\,x^2 + B$ rein reell wären.

Nehmen wir an, daß außer den Schrauben alle Massen in der Nähe des Schwerpunktes angebracht sind, so können wir in erster Annäherung J gleich der Summe aus den Trägheitsmomenten der beiden Schrauben setzen, d. h.

$$J = 2\frac{G'}{g}\frac{h^2}{4} \quad (G' = \text{Gewicht einer Schraube}).$$

Somit haben wir:

$$k^2\left(\frac{h^2}{2} + \frac{G'}{G}\frac{h^2}{2}\right)\frac{h^2}{2} \geqq \frac{G^2 e}{g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (26)$$

Wir wollen k abschätzen. Für die Horizontalkraft beim seitlichen Anblasen erhielten wir:

$$H = \frac{L\,v}{u^2}$$

wobei L die Leistung, u die Umlaufgeschwindigkeit bedeutet. Wir müssen daher setzen $k = \frac{L}{u^2}$ und damit wird die Bedingung (26)

$$h^2 \geqq \frac{4\,G'}{G + G'}\,\frac{G^2 u^2}{L^2}\,\frac{u^2}{g}\,e.$$

Beispiel:

1. kleines Modellchen:

$$\frac{G\,u}{L} = 6,\; u = 3\text{ m/sec},\; e = 0{\cdot}01\text{ m},\; \frac{G'}{G+G'} = \frac{1}{6}$$

$$h^2 \geqq 0{\cdot}216\text{ m}^2$$

$$h \geqq 45\text{ cm}.$$

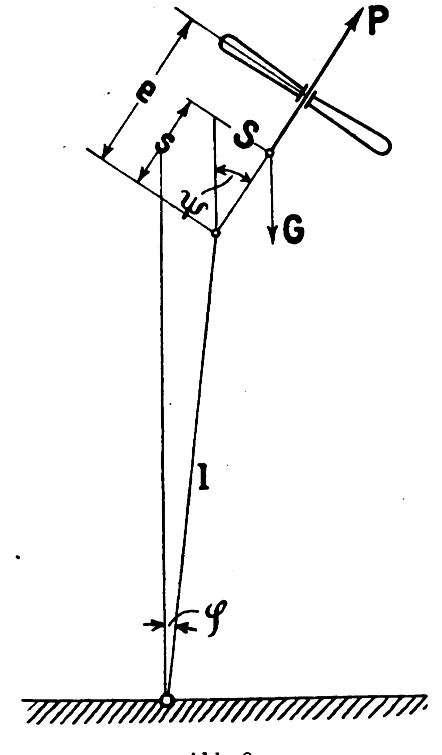


Abb. 8.

2. Flugzeug:

$$\frac{G\,u}{L} = 6,\; u = 100\text{ m/sec},\; e = 0{\cdot}1\text{ m}\; \frac{G'}{G+G'} = \frac{1}{10}$$

$$h^2 \geqq 1440\text{ m}$$

$$h \geqq 38\text{ m}.$$

Die Berechnung ist insbesonders aus folgendem Grunde interessant: die Verhältniszahlen $\frac{G\,u}{L}$ und $\frac{G'}{G}$ sind wohl bei Modellen und Großausführungen von ähnlicher Größenordnung, alsdann wächst die zur Stabilisierung nötige Bauhöhe mit dem Quadrat der Umfangsgeschwindigkeit.

Es ist also wohl möglich, daß Ausführungen, welche in ganz kleinem Modell stabil sind, ähnlich vergrößert in Großausführung katastrophal labil werden.

Es würde über den Rahmen dieses Aufsatzes hinausgehen, die konstruktiven Maßnahmen zu erörtern, welche zu einer ganz energischen Vergrößerung des Dämpfungsmomentsbeiwerts μ und zur Ermöglichung der Stabilität führen. Ich beschränke mich auf die Bemerkung, daß die Außerachtlassung der Stabilitätsfrage bereits zu vielen Mißerfolgen führte und voraussichtlich noch führen wird.

3. Stabilität des gefesselten Schraubenfliegers. — Genau nach denselben Methoden läßt sich die Stabilität des gefesselten Schraubenfliegers, der »Kaptivschraube« untersuchen, s. Abb. 8.

Ich bezeichne mit:

- l die Länge des Fesselseiles,
- s den Schwerpunktsabstand von dem Angriffspunkt des Fesselseiles nach oben positiv gerechnet,
- e den Abstand des Druckpunktes für den seitlichen Widerstand, ebenfalls von dem Angriffspunkt des Fesselseiles nach oben gerechnet,
- k den Koeffizient des seitlichen Widerstandes, wie früher,
- ψ den Neigungswinkel der Schraubenachse gegen die Vertikale,
- φ den Neigungswinkel des stramm angezogen gedachten Fesselseiles gegen die Vertikale,
- G das Gesamtgewicht des Flugzeuges,
- T den Auftriebsüberschuß = Spannung des Fesselseiles,
- J den Trägheitsmoment des Flugzeuges in bezug auf den Schwerpunkt.

Wir schreiben an: erstens die Bewegungsgleichung für die Beschleunigung in der horizontalen Richtung, zweitens die Momentengleichung um den Schwerpunkt und erhalten:

$$\left.\begin{aligned}\frac{G}{g}\left(l\frac{d^2\varphi}{dt^2} + s\frac{d^2\psi}{dt^2}\right) &= \\ &= (G+T)\,\psi - T\,\varphi - k\left(l\frac{d\varphi}{dt} + e\frac{d\psi}{dt}\right) \\ J\frac{d^2\psi}{dt^2} &= -T\,s\,(\psi - \varphi) - k\,(e - s)\left(l\frac{d\varphi}{dt} + e\frac{d\psi}{dt}\right)\end{aligned}\right| \quad (27)$$

Setzen wir ψ und φ proportional $e^{\lambda t}$, so erhalten wir für λ die Gleichung 4. Grades:

$$\frac{G}{g}\,l\,J\,\lambda^4 + k\,l\left(J + \frac{G}{g}(e-s)^2\right)\lambda^3 + \frac{G}{g}\,l\,T\,s\,\lambda^2 + \\ + k\,l\,(G\,[e-s] + T\,s)\,\lambda - G\,T\,s = 0 \quad (28)$$

(wobei ich Glieder mit s und e neben solche mit l gestrichen habe).

Es ist leicht zu zeigen, daß es stets Wurzeln mit positivem Realteil gibt, so daß der Zustand labil ist. Namentlich ist leicht zu sehen, daß entweder der Koeffizient von λ^2 oder das letzte Glied ohne λ negativ ist, je nachdem s negativ oder positiv ist. Daraus folgt jedoch, daß es stets Wurzeln mit positivem Realteil gibt. Gewisses Interesse bietet der Fall $s = 0$, d. h. wenn der Schraubenflieger genau im Schwerpunkt gefesselt ist. In diesem Falle haben wir eine Wurzel $\lambda = 0$, was Indifferenz bedeutet[1]). Die Gleichung lautet dann:

$$\frac{G}{g}\,J\,\lambda^3 + k\left(J + \frac{G}{g}e^2\right)\lambda^2 + k\,G\,e = 0.$$

Diese Gleichung entspricht genau der Gleichung des freien Schraubenfliegers und liefert, wie wir gesehen haben, Schwingungen mit wachsender Amplitude. Nimmt man s positiv, d. h. fesselt man den Apparat mit hoch oben liegendem Schwerpunkt, so tritt zu den wachsenden periodischen Schwingungen eine aperiodisch wachsende Bewegung, d. h. das Flugzeug legt sich einfach um.

Die Schwierigkeiten der Stabilität, welche wir vor dem Bau des in dem nachfolgenden Artikel des Herrn W. Zurovec beschriebenen Schraubenfesselfliegers Petróczy-Kármán-Zurovec mittels eines 5 PS-Modells genau studierten, haben uns veranlaßt, eine stabile Fesselungsart mit mehreren Seilen zu

[1]) Genau genommen kann es für $k = 0$ oder $e = 0$ einen ganz kleinen stabilen Bereich geben, bestimmt durch $s < \frac{\varrho^2}{e}$, wobei ϱ der Trägheitshalbmesser des Flugzeuges bedeutet. Da λ gegen ϱ sehr groß ist, muß s winzig klein ausfallen.

suchen. Das Wesen der Fesselung mit mehreren Seilen (zwei in der Ebene, drei im Raume) besteht darin, daß zwischen der horizontalen Verschiebung und der Neigung der Schraubenachse eine zwangsmäßige Verbindung hergestellt wird. Bei einer seitlichen Verschiebung des Flugzeuges erhält die Schraubenachse eine Neigung, welche das Flugzeug in die ursprüngliche Lage zurückführt. Dabei ist zu berücksichtigen, daß — wie wir nachgewiesen haben — sehr geringe Neigungen genügen, um beträchtliche horizontale Kräfte zu erzeugen. Man kann sich sowohl theoretisch als durch Versuche leicht überzeugen, daß ein »Übersteuern« in diesem Falle, wie es beim freien oder bei dem einfach gefesselten Flugzeug erfolgt, ausgeschlossen ist. Die Stabilität ist nur an eine Bedingung gebunden: genügend Auftriebsüberschuß, um die Fesselseile gespannt zu halten. Solange diese Bedingung erfüllt ist, kann man — wie die Versuche zeigten — ein außerordentlich ruhiges Schweben erreichen.

III. Gleitvermögen.

Der wunde Punkt jeder bisherigen Schraubenfliegerkonstruktion ist das mangelnde Gleitvermögen für den Fall eines Motordefektes. Es wird zumeist angeführt, daß, wenn die Luftschraube vertikal sinkt, jeder Flügel wie eine gleitende Tragfläche betrachtet werden kann, doch übersieht man zumeist, daß die Sinkgeschwindigkeiten, welche man so erhält, viel zu groß sind. Wir übersehen die Verhältnisse am besten, wenn wir die Luftströmung relativ zur Schraubenebene betrachten. Wir bezeichnen die Sinkgeschwindigkeit mit w, den Schraubendurchmesser mit d, die Kreisfläche $\frac{d^2\pi}{4}$ mit F. Die Luft strömt mit der Geschwindigkeit w relativ gegen die Schraube. Die Tragkraft der Schraube ist bedingt durch den Verlust an Bewegungsgröße, welche die relativ gegen die Schraube strömende Luft erleidet. Dieser ist sicher kleiner als $F\frac{\gamma}{g}w^2$, so daß wir als obere Schranke der Bremskraft $P = F\frac{\gamma}{g}w^2$ erhalten. In der Tat muß die Bremskraft aus zwei Gründen kleiner sein:

a) Der Impuls wird nicht völlig vernichtet, sondern die Luft hat auch, nachdem die Drücke oberhalb der Schraubenebene sich ausgleichen, eine Abströmgeschwindigkeit w'. Das Verhältnis ist die »Verdickung« des Luftstrahls (entgegengesetzt wie die Konstruktion bei Schrauben, welche durch Motorkraft angetrieben werden).

b) Die Durchströmgeschwindigkeit durch die Schraubenebene w'' ist nicht gleich w, sondern liegt zwischen w und w', weil die Schraube die Luft »staut« (ähnlich wie beim Windrad).

Der wahre Wert der Bremskraft ist danach:

$$P = F\,w''\,(w - w')\,\frac{\gamma}{g}\ ^{1)}.$$

Von unserem Standpunkt aus ist hauptsächlich der Vergleich mit dem Drachenflugzeug von Interesse. Als Vergleichsgrößen wählen wir wieder Schraubendurchmesser und Spannweite und rechnen die günstigste Sinkgeschwindigkeit für ein Schraubenflugzeug und ein Drachenflugzeug aus:

[1]) Unter der Annahme, daß die Drehung des Strahles vernachlässigt werden kann, wie wir im Punkt I. 1. gemacht haben, erhält man

$$w'' = \frac{w + w'}{2}$$

und folglich als Maximum der Bremskraft

$$P = F\frac{w^2}{2g}\gamma.$$

Die Rechnung ist dann analog, wie die Berechnung idealer Windmaschinen nach Hoff oder Munk (diese Zeitschrift, 1920 Heft 15.) Herr A. Toussaint (Nat. Advisory Comm. for aeronautics Technical Note Nr. 21) gelangt zu dem Werte $0{,}46 \cdot F\frac{w^2\gamma}{g}$, die durch Munk gemessenen Werte für Widerstand von drehenden Windrädchen sind noch geringer.

a) Schraubenflugzeug: die kleinste Sinkgeschwindigkeit unter Zugrundelegung des überhaupt möglichen Höchstwertes der Bremskraft ist:

$$w = \sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{g}{\gamma}}$$

b) Drachenflugzeug:

Die Gleitbedingungen lauten (F = Tragflächenmaß, v = Fluggeschwindigkeit, α = Neigung der Gleitbahn):

$$c_a F\frac{\gamma}{g}\frac{v^2}{2g} = G\cos\alpha$$

$$c_w F\gamma\frac{v^2}{2g} = G\sin\alpha$$

für kleine α können wir $\cos\alpha = 1$ setzen und erhalten für die Sinkgeschwindigkeit $v\sin\alpha = w$

$$w = \sqrt{\frac{G}{F\frac{\gamma}{g}c_a}}\,\frac{c_w}{c_a} = \frac{c_w}{c_a^{3/2}}\sqrt{\frac{g}{\gamma}\frac{G}{F}}.$$

Nun wollen wir das Seitenverhältnis $\lambda = \frac{t}{l}$ einführen und setzen:

$$F = l^2\lambda,$$

ferner

$$c_w = c_0 + \frac{\lambda c_a^2}{\pi}$$

somit

$$w = \frac{c_0 + \frac{\lambda c_a^2}{\pi}}{c_a^{3/2}}\sqrt{\frac{G}{l^2}\frac{g}{\gamma}}\,\frac{1}{\sqrt{\lambda}}.$$

Wir suchen das Minimum von w, indem wir λ und c_a variieren. Zunächst durch Differentiation nach λ

$$-\frac{c_0}{\lambda^{3/2}} + \frac{c_a^2}{\pi\lambda^{1/2}} = 0$$

oder

$$\lambda = \frac{\pi c_0}{c_a^2}.$$

Setzen wir diesen Wert ein, so wird

$$w = 2\sqrt{\frac{c_0}{c_a\pi}}\sqrt{\frac{g}{\gamma}}\sqrt{\frac{G}{l^2}}.$$

Die Sinkgeschwindigkeit ist also nur beschränkt durch das Maximum von c_a.

Setzen wir z. B. $c_0 = 0{\cdot}08$, $c_a = 1{\cdot}2$, so erhalten wir

$$w = 0{\cdot}29\sqrt{\frac{g}{\gamma}}\sqrt{\frac{G}{l^2}}$$

gegen

$$w = \frac{2}{\sqrt{\pi}}\sqrt{\frac{g}{\gamma}}\sqrt{\frac{G}{d^2}} = 1{\cdot}1\sqrt{\frac{g}{\gamma}}\sqrt{\frac{G}{d^2}}$$

beim Schraubenflieger.

Diese Formeln zeigen klar die grundsätzliche große Überlegenheit des Drachenfliegers bezüglich Gleitfähigkeit.

In einer Veröffentlichung des Herrn Pescara und Painlevé in den Berichten der Pariser Akademie[1]) wird die geringe Sinkgeschwindigkeit (l'autofreinage) des geplanten Schraubenfliegers besonders gerühmt. Legt man die Angaben des geplanten Pescara-Fliegers mit $G = 600$ kg und $d = 7$ m zugrunde, so erhalten wir als Sinkgeschwindigkeit

$$w = 12 \cdot 3 \text{ m/s}.$$

Man kann mit Recht gespannt sein, in welcher sinnreichen Weise Herrn Pescara gelingen soll, die Grundgleichungen der Mechanik zu umgehen.

Bei dem heutigen Stande der Dinge scheint noch immer der beste Ausweg zu sein, das Gleitvermögen durch sehr erhebliche Vergrößerung der Flächen, z. B. durch Anwendung eines Fallschirmes, zu erreichen. Bei dem in der nachfolgenden Abhandlung beschriebenen Schraubenfesselflieger ist dieser Weg gewählt worden.

[1]) Comptes rendus 1921, Heft 14.

Zusammenfassung.

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß soweit durch einfache mechanische Betrachtungen die Dinge übersehen lassen, der Bau eines brauchbaren Schraubenfliegers wohl größere Schwierigkeiten bietet, wie die meisten Erfinder und Konstrukteure glauben, aber keineswegs aussichtslos erscheint. Gegen den Drachenflieger kann der Schraubenflieger meines Erachtens nur in Wettbewerb treten, falls man Flugzeuge für Beobachtungszwecke oder für ähnliche Verwendung wünscht, welche an Ort und Stelle oder mit geringer Geschwindigkeit schweben sollen. Den Vorteil des senkrechten Aufstiegs wird ansonsten durch die mangelnde Gleitfähigkeit im Fall eines Motordefektes ausgeglichen. Die Schwierigkeit der Stabilität bei freien Schraubenfliegern sind bisher wenig in Vorschein getreten, weil die Flugzeuge zumeist gar nicht schwebefähig waren. Eine Lösung für die Stabilität ist bisher nur für gefesselte Schraubenflieger durch die Mehrseilfesselung gefunden worden.

Bestrebungen zur Lösung der Aufgabe des lotrechten Aufstieges vom Erdboden mittels Hubschrauben vor 1914.

Von Ingenieur W. Zurovec in Budapest.

Die Lösung der Aufgabe des lotrechten Aufstieges vom Boden lediglich mittels Hubschrauben beginnt — insoweit dies aus Daten europäischer Geschichte gefolgert werden kann — mit Anfang des 16. Jahrhunderts. In den folgenden Zeilen sollen zunächst die verschiedenen Vorschläge und Versuche bis zum Jahre 1914 zusammengestellt werden.

Der Erfinder des ersten Schraubenfliegers scheint der geniale Italiener Leonardo da Vinci zu sein. In den Manuskripten, welche in der Ambrosianischen Bibliothek in Mailand entdeckt wurden, befinden sich Zeichnungen mit genauer Beschreibung eines solchen Flugzeuges.

Leonardo scheint auch mit kleineren Papiermodellen Versuche gemacht zu haben. Da seine Manuskripte jedoch erst im 18. Jahrhundert veröffentlicht wurden, blieben seine Ideen bis zu dieser Zeit verborgen und ohne Einfluß auf die Entwicklung des Schraubenfliegers.

Der Schraubenflieger wurde erst im Jahre 1768 von dem Mathematiker Paucton wieder erfunden. Paucton nennt diesen Apparat »Ptérophore« und beschreibt denselben in allen Einzelheiten. Zu irgendwelcher Ausführung eines solchen Ptérophors scheint es aber nicht gekommen zu sein.

Im Jahre 1784 haben Launoy und Bienvenu Versuche mit kleinen Schraubenfliegermodellen gemacht. Launoy und Bienvenu bedienten sich eines kleinen 100 g schweren Modells, dessen Propeller aus Federn größerer Vögel bestanden. Über die Versuche im kleinen scheinen Launoy und Bienvenu nicht hinausgekommen zu sein.

Nach einer langen Pause erst im Jahre 1842 hat der Engländer Fhillips ein Modell konstruiert, welches 900 g wog und sich samt dem Kraftgenerator vom Boden abhob. Der Kraftgenerator bestand aus einem Dampfkessel, unter dem eine Mischung von Salpeter und Kohle brannte.

Borne stellte 1843 mehrere Modelle von Schraubenfliegern her, bei denen er ebenfalls Vogelfedern zur Herstellung der Propeller verwendete. Als motorische Kraftquelle diente eine Uhrfeder. Diese Schraubenflieger erhoben sich bis zu 6 m Höhe und fielen dann infolge Kraftmangel zu Boden.

Cossus entwarf im Jahre 1845 ein Projekt eines größeren Schraubenfliegers mit drei Luftschrauben. Die Luftschrauben waren in einem Rahmengestell mit senkrechten Achsen montiert. Die mittlere Schraube war von großem, die zwei seitlichen von kleinem Durchmesser und schwenkbar angeordnet. Der Antrieb dieser Luftschrauben erfolgte durch Uhrfedern. Über die Versuchsergebnisse ist nichts weiteres bekannt, als daß die Luftschrauben während der Ablaufsdauer der Uhrfedern ca. 40 bis 60 g Auftrieb ergaben.

Bright projektierte im Jahre 1859 einen Schraubenflieger mit zwei um eine Achse gelagerten und in entgegengesetzter Richtung sich drehenden Luftschrauben. Der Antrieb sollte hierbei vermittelst Kegelräder durch Handkraft erfolgen. Weiteres über Versuche ist nicht bekannt.

La Landelle hat im Jahre 1861 eine Anzahl verschiedener Versuche mit Luftschrauben durchgeführt, welche er mit Uhrfedermotoren angetrieben hat. Nach diesen Versuchen im kleinen baute er eine große Maschine, die von Hand angetrieben wurde, und deren Gewicht mit Mann ca. 160 kg betrug. Der bei diesem Versuch erzielte Auftrieb betrug nur 10 bis 15 kg.

Zu erwähnen wären aus dieser Zeit noch Projekte von Marc Séguin, Vittorio Sarti, Cagnard de Latour.

Routon d'Améconato baute einen sehr interessanten Schraubenflieger, der ca. 2,7 kg wog. Die Maschine bestand aus zwei übereinandergelagerten gegenläufigen Luftschrauben, deren Auftrieb eine zweizylindrige Dampfmaschine bewirkte. Die Versuche mit diesem Modell ergaben, daß die Kraftquelle nicht ausreichte, um die Maschine vom Boden hochzuheben.

Pénaud baute im Jahre 1870 ein kleines Modell mit zwei gegenläufigen Schrauben, welches durch eine gedrehte Gummischnur in Drehung versetzt wurde. Pénaud war der erste, der zum Antriebe der Luftschrauben Gummischnüre verwendete.

Bekanntlich nimmt Gummi pro Gewichtseinheit bedeutend mehr Arbeit auf als Stahl. Diesem Umstande sind auch Pénauds große Erfolge, welche er mit diesen Modellen erzielte, zu verdanken. Diese kleinen Modelle flogen 15 bis 20 s lang bis zu einer Höhe von 20 m und hielten sich in 6 bis 10 m im ruhigen Schwebezustand.

Im Jahre 1871 projektierten Pomés und de la Pauze einen Schraubenflieger, bestehend aus einer vierflügeligen Luftschraube mit verstellbarer Achse und einem Schießpulvermotor. Über Ausführung der Versuche ist nichts weiteres bekannt.

Renoi führte im Jahre 1872 mit einer zweiflügeligen Schraube von ½ m Durchm. Versuche durch, wobei sich ein Auftrieb von 12 kg ergab. Der Antrieb dieser Schraube erfolgte durch Fußkraft und kann bis zu 1 PS geschätzt werden.

Mélikoff projektierte 1872 einen Schraubenflieger mit nur einer Schraube. Zum Antriebe der Schraube hat Mélikoff eine Gasturbine vorgesehen, welche mittels Ätherdampf-Luftgemisch betrieben werden sollte. Das Gesamtgewicht sollte 170 kg betragen und die Gasturbine ca. 4 PS leisten. Das Flugzeug ist jedoch nicht zur Ausführung gelangt.

Linfield hat 1878 verschiedene Versuche mit übereinandergelagerten Hubschrauben durchgeführt. Er ordnete neun Schrauben von 0,9 m Durchm. in je 15 cm Abstand übereinander (Neundecker). Die Versuche zeigten, daß die Hubkraft der neun Schrauben zusammen nicht größer war als bei nur zwei Schrauben im Abstande von 1,2 m voneinader, wie es sich auch theoretisch voraussehen läßt.

Zu gleicher Zeit baute Castel ein größeres Schraubenfliegermodell, welches zwei Schraubentürme besaß. Er wählte zwei Schraubenwellen und ordnete je vier übereinandergelagerte Schrauben auf eine Welle. Die beiden Schraubenwellen waren in einem Gerüst nebeneinander eingebaut. Der Antrieb erfolgte durch einen Luftdruckmotor und die Druckluft wurde mittels Schlauch zugeführt. Das Gewicht des Flugzeugs betrug 22,2 kg. Die Schrauben hatten 1,2 m Durchm. und wogen je 0,6 kg. Diese Maschine vermochte sich in die Luft zu erheben, ist aber mangels jeglicher Stabilität beim Versuch zerstört worden.

Im Jahre 1877 hat der Italiener Forlamini einen Schraubenflieger mit zwei um eine Achse angeordnete Schrauben gebaut. Von diesen beiden Schrauben erhielt nur die obere den motorischen Antrieb, die untere diente hingegen nur zur Aufnahme der Reaktion und war mit dem Gestell fest verbunden. Den Antrieb verrichtete eine kleine zweizylindrige Dampfmaschine mit feuerlosem Dampfkessel. Das Gewicht dieses Flugzeuges betrug 3,5 kg. Die gesamte Schraubenfläche war 1,9 m². Dieses Flugzeug soll sich bis zu 13 m Höhe erhoben haben und ca. 20 s lang geflogen sein.

Auch Edison befaßte sich mit Schraubenversuchen für einen Schraubenflieger. Er führte eine große Anzahl verschiedener Schraubenversuche durch, welche er mittels Elektromotoren angetrieben hat. Den Auftrieb hat hierbei Edison mittels Wage bestimmt. Edisons Versuche haben ergeben,

daß die zweiflügeligen Schrauben mit schmalen Flügeln und großem Durchmesser bei weitem die besten sind.

Dudgeon führte zu gleicher Zeit ähnliche Versuche durch, wie Edison. Über die Einzelheiten der Versuche von Edison und Dudgeon ist nur wenig veröffentlicht worden. Edison kam zu dem Schluß, daß die Lösung des Schraubenfliegers an die Konstruktion eines leichten Antriebmotors gebunden ist. Ein solcher Motor von ca. 50 PS darf nach seinen Angaben aber nicht schwerer als 18 kg sein.

1878 hat Ward den Versuch gemacht, die Hubschrauben durch einen Ventilator zu ersetzen. Ward ist wahrscheinlich der erste, der den Schraubenflieger zu einem Ventilatorflieger gemacht hat. Einen Erfolg hat Ward mit seiner Maschine nicht gehabt.

Dienaide baute 1877 einen Schraubenflieger, bestehend aus zwei gegenläufigen vierflügeligen Schrauben. Die Flügel hatten quadratische Form und waren verstellbar angeordnet. Der Antriebsmotor (zweizylindrige Dampfmaschine) erhielt durch einen Metallschlauch den Dampf zugeführt. Der Auftrieb wurde mittels einer Wage gemessen und soll nicht günstig gewesen sein.

Giffard hat mit einer großen Schraube experimentiert und 75 kg Hubkraft bei 6 PS Kraftverbrauch erreicht. Dieses würde pro PS 12,5 kg Hubkraft ergeben.

Trouvé experimentierte seit 1867 mit Luftschrauben. Er fand, daß das beste Resultat mit jener Schraube erzielt wird, deren Steigung gleich oder wenig kleiner ist als der Durchmesser. Trouvé hat 1888 in Toulouse einen leichten Elektromotor mit direkt gekuppelter Luftschraube ausgestellt. Er wollte anscheinend als erster auf diese Weise einen gefesselten Schraubenflieger herstellen, denn er sagt, »daß der Strom zum Elektromotor durch ein Kabel zugeführt wird, welches gleichzeitig auch zum Halten des Flugzeuges dienen soll«. Dieses Flugzeug sollte nach Trouvé als Ersatz für Fesselballone dienen.

Diese Idee wurde dann von verschiedenen Seiten aufgegriffen, besonders von den Österreichern Popper (Lynkeus) und Kreß. Im Jahre 1895 baute Kreß einen Schraubenflieger mit zwei um eine Achse gelagerten und im entgegengesetzten Sinne sich drehenden Schrauben von 4 m Durchm. Zum Antriebe bediente sich Kreß eines von Trouvé gebauten Elektromotors von $^1/_2$ PS bei 15 kg Gewicht. Die Projektionsfläche der viermetrigen Schrauben betrug 4,4 m², welche mit 120 Touren pro min betrieben wurden. Das Gesamtgewicht des Flugzeugs betrug 33 kg.

Dr. Waechter führte mit diesem Schraubenflieger im technisch-militärischen Komitee, Wien, eine Anzahl Versuche durch, wobei er folgende Auftriebe festgestellt hat: 8 kg bei 0,51 PS, 14 kg bei 0,64 PS mit Schrauben von 3 m Durchm. und mit großen Schrauben von 4 m Durchm.: 10 kg bei 0,56 PS und 16 kg bei 0,62 PS. Diese Versuche wurden im Zimmer durchgeführt. Weitere Versuche, welche im freien Hof vorgenommen wurden, haben noch bessere Resultate ergeben.

Auf Grund dieser Versuche projektierte Kreß einen gefesselten Schraubenflieger zum Heben eines Mannes. Die Schrauben sollten 10 m im Durchm. sein und der Motor 20 PS leisten. Das Gewicht des Apparates ohne Fesselseile sollte 325 kg betragen. Ob dieses Flugzeug ausgeführt wurde, ist nicht bekannt.

Seit dem Jahre 1894 haben Wellner und Jarolimek viele sehr wertvolle Versuche mit großen und kleinen Luftschrauben durchgeführt. Es sei hier auf die Zeitschriften des Österr. Ingenieur- und Architekten-Vereins, Wien, 1894 und 1896, und die Zeitschrift für Luftschiffahrt, Berlin, 1897, verwiesen, wo die Hauptergebnisse sowie die Beschreibung sämtlicher Details genau niedergelegt sind. Von Wellner stammt auch das nach ihm benannte Ringfliegerprojekt. Der Ringflieger besteht nur aus einer ringförmigen Hubschraube, welche durch mehrere zwischen den Flügeln der Schraube angeordnete kleine Propeller angetrieben wird und somit reaktionsfrei arbeitet. Wellner erreichte bei seinen Versuchen bis 15 kg Auftrieb pro PS. Wellners wertvolle Versuche enthalten viele Beobachtungen über den Einfluß des seitlichen Windes auf die Luftschrauben, welche für Entwürfe von Kaptivschrauben sehr wichtig sind.

Zu den Erfindern, von welchen viel gesprochen wurde, gehörte Ganswind (Berlin), der eine mit Tretkurbel angetriebene Hubschraube verwenden wollte.

Léger hat im Jahre 1905 einen großen Schraubenflieger gebaut und Versuche damit durchgeführt. Das Flugzeug bestand aus zwei um eine Achse gelagerte entgegengesetzt sich drehende Schrauben von 6,2 m Durchm. und 1,7 m Breite. Die Maschine wog 85 kg. Bei den Versuchen wurde bis 100 kg Ballast zugelegt, so daß das Gewicht 185 kg betrug. Der Apparat hob sich bei ca. 12 PS hoch, was einen Auftrieb von 15,4 kg pro PS ergibt. Léger projektierte nach diesen erfolgreichen Versuchen einen noch größeren Schraubenflieger, welcher einen Gesamtauftrieb von 800 kg haben sollte. Den Antrieb sollte ein 100 PS-Benzinmotor bewerkstelligen. Über Bau oder Versuche mit diesem Flugzeug ist nichts bekannr geworden.

Die Gebrüder Dufaux (Genf) bauten ebenfalls im Jahre 1905 ein kleines Modell mit einem Zweizylinder-Zweitaktmotor

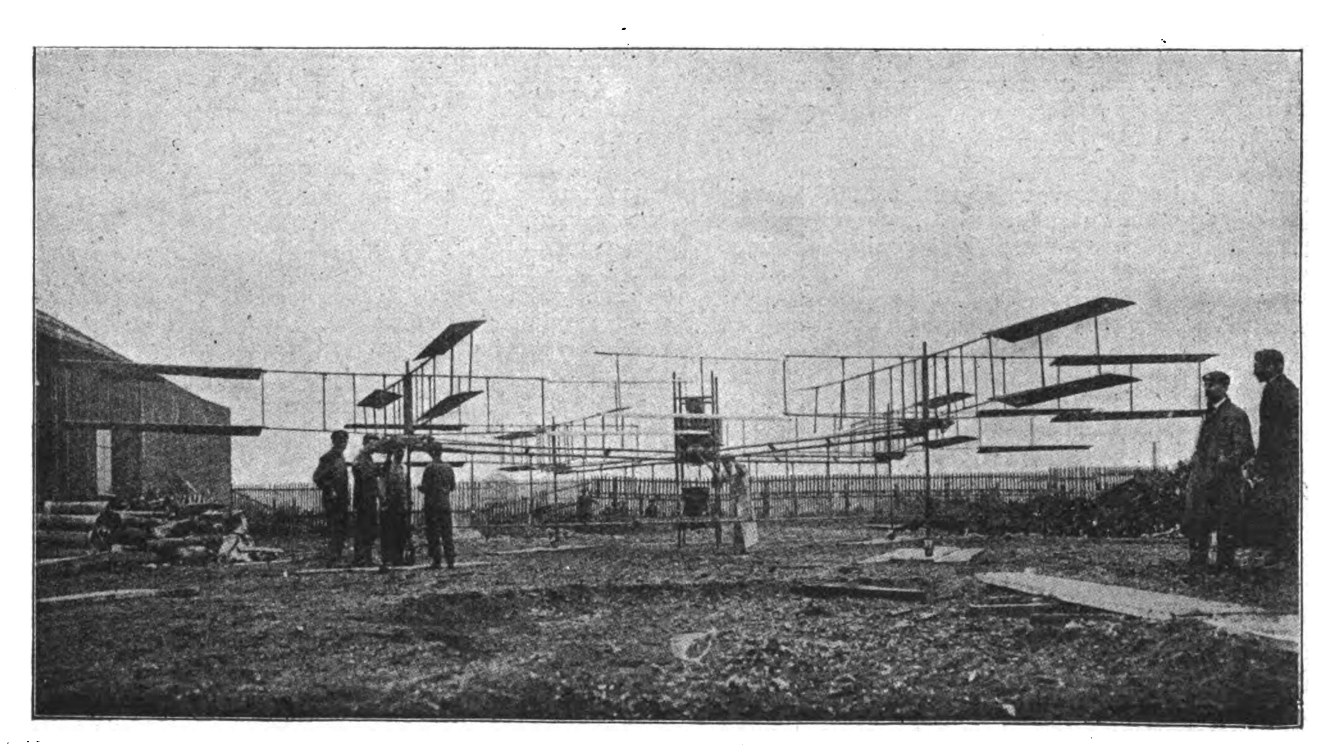


Abb. 1. Der Schraubenflieger von M. Bréguet.

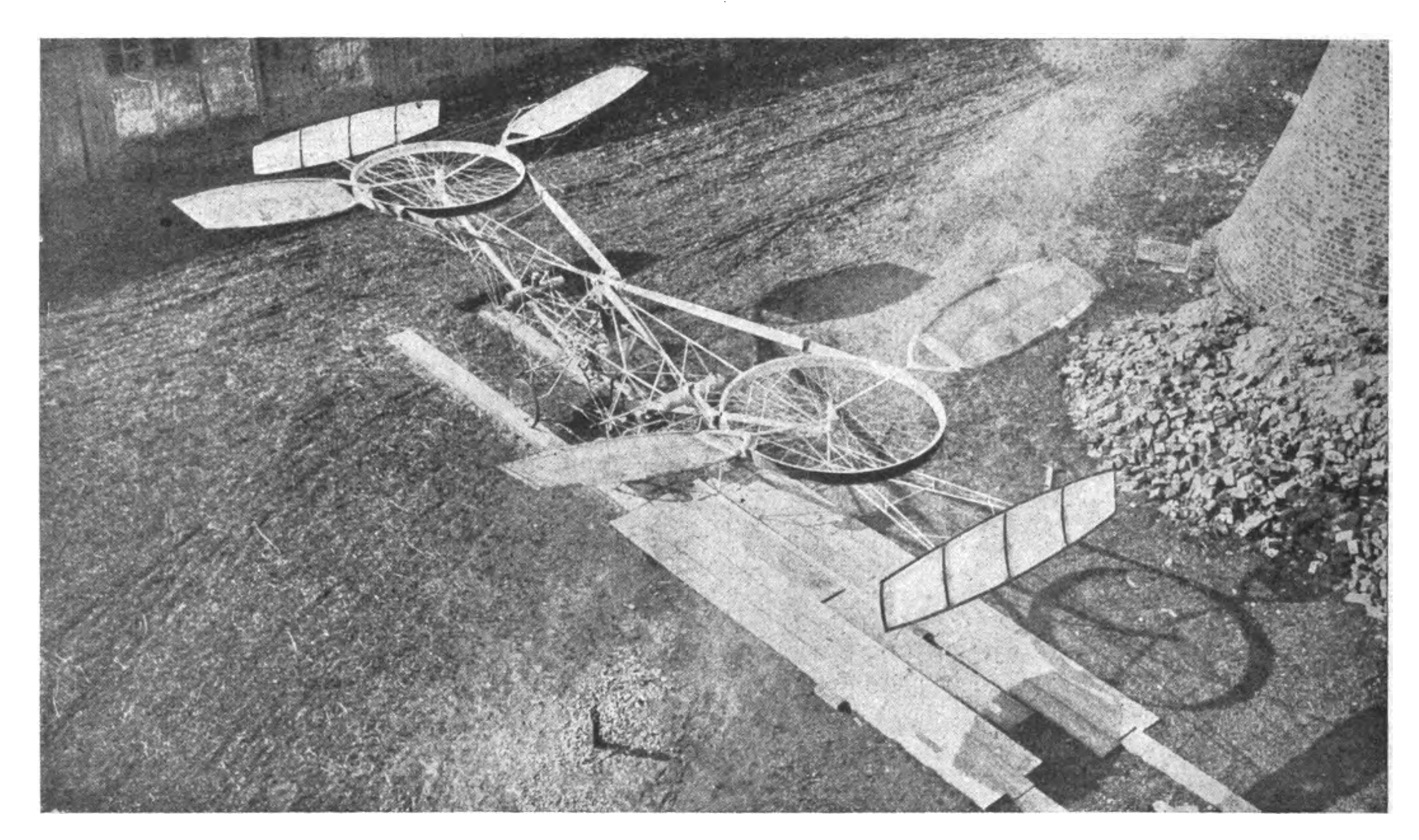


Abb. 2. Der Schraubenflieger von Cornu in Lille.

von 3 PS Leistung. Sie benutzten vier Hubschrauben, je zwei an einer Achse mit 2 m Durchm. Der Apparat wog 17 kg und hatte 6,5 kg Auftriebüberschuß. Die Versuche wurden jedoch so durchgeführt, daß der Apparat unten und oben durch ein endloses Seil gefesselt war. Die Frage der Stabilität konnte folglich gar nicht untersucht werden.

1907 experimentierte *Bréguet* mit einem großen Schraubenflieger. Der Schraubenflieger hatte ein Rohrgerüst in der Form eines Andreaskreuzes. Auf den vier Armen waren je zwei vierflügelige Schrauben von 8 m Durchm. übereinandergelagert. Der Antrieb erfolgte durch einen zentral angeordneten 45 PS-Benzinmotor. Die Gesamtfläche der Schraubenflügel betrug 26 m². Das Gewicht des Apparates war 620 kg. Am 24. August 1907 führte Bréguet den ersten Flugversuch durch, wobei sich das Flugzeug vom Boden abhob. Bei späteren Versuchen soll sich das Flugzeug sogar 1½ m über den Boden erhoben haben. Es ergab sich pro PS ein Auftrieb von 22,2 kg.

Dieser Schraubenflieger von **Bréguet** (s. Abb. 1) war der erste, der in so großem Maßstabe ausgeführt wurde und auch auf geringe Höhe geflogen ist. Von Stabilität ist in den Berichten Bréguets nichts erwähnt.

Nach Bréguet baute der berühmte Motorschrittmacher Bertin in Paris einen Schraubenflieger mit zwei nebeneinander gelagerten in entgegengesetztem Sinne sich drehenden Hubschrauben. Die Schrauben waren in einem Rohrgestell montiert und hatten 2,8 m Durchm. Der Antrieb erfolgte durch einen luftgekühlten achtzylindrigen Benzinmotor von ca. 150 PS. Bertin ordnete außer den zwei Hubschrauben noch eine dritte Schraube horizontal an, welche den Vorwärtsflug bewirken sollte. Das Gewicht dieses Flugzeuges betrug ca. 310 kg. Bei den Versuchen ist das Flugzeug ca. 2 bis 3 m bis auf kurze Zeit hochgestiegen. Geflogen konnte mit diesem Flugzeug nicht werden, weil es nicht stabil war.

Nach Bertin baute Cornu in Lille einen Schraubenflieger, welcher dem Bertinschen sehr ähnelte, s. Abb. 2. Der Schraubenflieger wog ohne Mann 190 kg, mit Mann 260 kg und wurde durch einen 50 PS-Antoinette-Motor angetrieben. Cornu hat, als Kraftübertragung auf die Schrauben, Riemen verwendet, welche er mehrmals um Leitrollen führte. Die zwei Schrauben, welche sich im entgegengesetzten Sinne drehten, hatten einen Durchmesser von 6 m. Dieser Schraubenflieger hat sich leicht vom Boden erhoben, war aber auch labil.

Phillippi baute nach Cornu in Paris gleichfalls einen Schraubenflieger mit zwei nebeneinander gelagerten und entgegengesetzt sich drehenden Hubschrauben. Phillippi ordnete sein Flugzeug so an, daß er quer zur Flugrichtung die beiden Schrauben stellte und außerdem hat er als erster das Flugzeug auf ein dreirädriges Fahrgestell gestellt. Geflogen ist dieser Schraubenflieger nicht.

Auch Santos Dumont baute im Jahre 1907 einen ähnlichen Schraubenflieger, wie Bertin. Die Hubschrauben hatten 6 m Durchm. und je 8 m² Fläche. Der Antriebsmotor war ein 24 bis 28 PS achtzylindriger Levasseur-Motor. Das Gewicht betrug 180 kg. Der Schraubenflieger soll sich bei Versuchen gehoben haben. Santos Dumont hat aber das Projekt aufgegeben.

1909 baute Vuitton-Hüber einen Schraubenflieger für einen Mann. Vuitton-Hüber verwendete zwei vierflügelige um eine senkrechte Achse sich entgegengesetzt drehende Schrauben von ca. 6 m Durchm., eine kleine Schraube wagerecht von 2 m Durchm. zum Vorwärtsfliegen. Zum Antriebe verwendete er einen 50 PS-Farcot-Benzinmotor. Ob mit diesem Flugzeug Versuche durchgeführt wurden, ist nicht bekannt.

Als Merkwürdigkeit sei das Gyroptère von Papin und Rouilly erwähnt, ein Einschraubenapparat, dessen Hubschraube durch die Reaktionskraft der an der Schraubenspitze ausströmenden Luft angetrieben wurde. Die komprimierte Luft wird durch einen Ventilator geliefert, welcher mit der Luftschraube mitrotiert.

Im Jahre 1910 hat Professor Klingenberg, Direktor der AEG, Berlin, mit großen Mitteln systematische Versuche über die Tragfähigkeit von Hubschrauben durchgeführt; er fand auf Grund seiner Versuche die Aussichten des Schraubenfliegers zu ungünstig, um zu einer Ausführung zu schreiten.

Der Schraubenfesselflieger Petróczy-Kármán-Zurovec.

Von Ingenieur W. Zurovec in Budapest.

Die Veranlassung zu den in den folgenden Zeilen beschriebenen Konstruktionen und Versuchen lieferte eine Anregung von Herrn Stefan v. Petróczy — damals Major und Kommandant des Fliegerlehrbataillons in Wiener-Neustadt — der im April 1916 die Idee der Kaptivschraube wieder aufgriff und an das k. u. k. Kriegsministerium in Wien den Antrag zum Bau eines solchen Flugzeuges stellte. Das Kriegsministerium entsprach diesem Antrage und beauftragte das damalige k. u. k. Fliegerarsenal in Wien mit der Durchführung dieser Aufgabe. Als erste erhielt die Firma Österreichische Flugzeugwerke A.-G. (Öffag) in Wiener-Neustadt vom Fliegerarsenal den Auftrag, geeignete Vorschläge auszuarbeiten.

Die Firma Öffag führte eine Anzahl Schwebeflugversuche mit kleinen Modellen durch, konnte aber, infolge Unvollkommenheit der verwendeten Modelle über die Stabilitätsverhältnisse keinen Aufschluß erreichen. Zugleich stellte die Firma Versuche mit großen Hubschrauben an, deren Resultate ebenfalls nicht günstig ausgefallen sind, so daß sie schließlich die Lust verlor, sich weiter mit diesem Problem zu befassen.

Gleichzeitig mit dem Auftrag an die Firma Öffag erhielten die Daimlerwerke in Wiener-Neustadt vom Fliegerarsenal die dringende Weisung, einen leichten 300 PS-Elektromotor fertigzustellen, der ursprünglich für Großflugzeuge bestimmt war. Da nach Berechnung der Firma dieser Elektromotor nur 250 kg wiegen soll, wurde elektrischer Antrieb des Schraubenfliegers mit Stromzuführung durch die Fesselseile ins Auge gefaßt.

Als die Arbeiten bei der Firma Öffag keinen wesentlichen Fortschritt aufwiesen, stellte Petróczy erneut an das Fliegerarsenal den dringenden Antrag, das Fliegerarsenal möge mit den Versuchen andere Fachlaute oder Firmen beauftragen und die Versuche nach Möglichkeit forcieren.

Daraufhin hat Anfang April 1917 das Fliegerarsenal Professor v. Kármán und den Verfasser, die damals beide im Dienste der österreichisch-ungarischen Fliegertruppe standen, mit diesen Arbeiten betraut. Um die Angelegenheit zu beschleunigen, wurde die Firma Mág in Budapest mit dem Bau eines in natürlicher Größe und mit Elektromotor betriebenen Schraubenfesselfliegers beauftragt. Der hierbei in Betracht kommende Elektromotor war der bereits vorher erwähnte. Während die Firma Mág die Konstruktion in Angriff nahm, sollte durch Versuche die Frage von tragfähigen Schrauben und der Stabilität geklärt werden. Diese Versuche haben Professor v. Kármán und der Verfasser gemeinsam durchgeführt, wobei die insbesonders für die Modellversuche notwendigen Konstruktionsarbeiten (Luftmotor und Flugzeugmodell) von mir geleistet wurden. Wir waren zu jener Zeit mit dem von uns geleiteten Bau der Luftschraubenprüfanstalt (System Professor Knoller) in Fischamend fertig geworden, und es bestand für uns die beste Möglichkeit, mit Hilfe der Prüfanstalt geeignete Hubschrauben auf experimentellem Wege zu finden, insbesonders, da die Luftschraubenprüfanstalt in Fischamend damals eine der größten und vollkommensten der Welt war.

Die Hubschraubenfrage war auch in einigen Wochen gelöst und nun kam die Frage der Stabilität an die Reihe.

Mit kleinen Modellen, angetrieben durch Gummimotoren, war nichts zu erreichen, und andere besser geeignete Motoren waren nirgends erhältlich.

Es wurde daher eigens für diesen Zweck ein neuartiger Rotationsluftdruckmotor von 6 PS und 4 kg Gesamtgewicht gebaut. Gespeist wurde der Motor mit 50 at komprimierter Luft, wobei er bei Vollast mit 2400 Umdrehungen in der Minute lief. Hierzu wurde ein kleiner Schraubenflieger gebaut, welcher zwei vierflügelige nebeneinandergelagerte und in entgegengesetztem Sinne sich drehende Hubschrauben von 1,4 m im Durchmesser besaß. Das Gerüst, in welchem die Schrauben samt Motor eingebaut waren, bestand aus Sperrholz. Die Kraftübertragung erfolgte von der senkrechten Motorwelle durch Flachriemen direkt auf die Propellerwellen. Das Übersetzungsverhältnis war 1:2, so daß die Propeller normal mit 1200 Umdrehungen in der Minute liefen. Das gesamte Flugzeug ruhte auf vier Luftbällen von 300 mm Durchm. Das Gesamtgewicht des Flugzeugmodelles betrug ca. 35 kg.

Die Druckluft wurde zum Motor mittels zweier Hochdruckschläuche zugeführt, welche ca. 8 kg gewogen haben, und die auch vom Flugzeug mitgehoben werden mußten. Die Druckluft wurde einer Batterie von 100 Hochdruckflaschen, welche mit 200 at gefüllt waren, durch ein Reduzierventil entnommen.

Die ganze Versuchsanordnung war in der Ballonhalle der Luftschraubenprüfanstalt in Fischamend untergebracht. Das Flugzeug wurde durch ein endloses Seil lose gehalten, welches unten am Boden sowie oben unter dem Dach der 30 m hohen Halle um Leitrollen geführt war. Auf diese Weise war es möglich, das Flugzeug bei verschiedenartigen Fesselungen fliegen zu lassen und ruhig beobachten zu können. Jede Gefahr des Absturzes infolge labiler Fesselung oder ungenügendem Auftriebe wurde durch Auffangen des Flugzeuges durch das obere Seilende vermieden und somit das Flugzeug vor jeglicher Zerstörung bewahrt.

Mit diesem Flugzeug wurden vom Juni bis Juli 1917 ca. 50 Flugversuche mit allen nur erdenklichen Ein- und Zweiseilfesselungen durchgeführt. Es wurden hierbei verschiedene Dämpfungsflächen am Flugzeug angebracht, und zwar: einmal oben, einmal unten und einmal oben und gleichzeitig unten, dann wurde die relative Lage des Fesselpunktes zum Schwerpunkt verändert und zuletzt wurde noch die Schraubenebene im Verhältnis zum Schwerpunkt und Fesselpunkt des Flugzeuges verschieden verlegt. Bei allen diesen Variationen ist stets Labilität beobachtet worden, und zwar in den meisten Fällen Schwingungen mit wachsender Amplitude.

Es zeigte sich dabei, daß das Flugzeug, wenn es an beiden Seiten mit je einem Seil gefesselt war, in der Ebene der Fesselseite vollkommen stabil war und nur senkrecht dazu wachsende Schwingungen ausführte. Alsdann haben wir versuchsweise vier Fesselseile angebracht, und hierbei zeigte sich zum ersten Male ohne jegliche Dämpfungsfläche ein vollkommen stabiler Zustand. Später wurde von den vier Seilen zu den drei Seilen übergegangen, was noch bessere Resultate bezüglich Stabilität ergeben hat, da von den vier Seilen ein Seil im allgemeinen ungespannt ist.

Es wurden dann mit diesem Modell vom Juli 1917 bis März 1918 ca. 50 weitere gelungene Flugversuche durchgeführt. Anläßlich einer offiziellen Vorführung war auch der damalige Inspektor der k. u. k. Fliegertruppen, Erzherzog Josef Ferdinand, sowie eine Kommission höherer Offiziere anwesend. Alle diese Flüge bewegten sich zwischen 10 und 15 m Höhe.

Die Ergebnisse der Versuche solten zunächst bei dem bereits in Auftrag gegebenen elektrischen Schraubenflugzeug verwertet werden, außerdem wurde im November 1917 an die Ausführung eines Schraubenfesselflugzeuges im großen Maßstabe geschritten, bei welchem Benzinmotoren zum Antriebe verwendet wurden. Die Ausführung des Baues dieser Type hat die damals ungarische, jetzige engl.-ungar. Bank übernommen und bei der Firma Dr. Lipták & Co. in Pestszentlörincz bei Budapest ausführen lassen. Es befanden sich somit gleichzeitig zwei Projekte in Ausführung.

1. Projekt (Firma Mág in Budapest): Elektrisch betriebener Schraubenfesselflieger.

2. Projekt (Firma Dr. Lipták & Co., Pestszentlörincz bei Budapest): Mit Benzinmotoren betriebener Schraubenfesselflieger.

Die Arbeitsverteilung war so, daß das erste Projekt, zu welchem den allgemeinen Entwurf H. v. Kármán und ich gemeinsam gaben, hauptsächlich vom ersteren weiterverfolgt wurde, wobei die Konstruktionsarbeit die Herren Ing. Hermuth und Oberingenieur Okanyi der Firma Mág mit großem Geschick durchführten. Zum Bau und zu Versuchen mit dem Benzinflugzeug wurde bei der Firma Lipták unter meiner Leitung eine besondere Abteilung errichtet. Gesamtentwurf und Konstruktion dieses Flugzeuges sind von mir.

Beschreibung des ersten Projektes.

Das erste Schraubenfesselflugzeug mit elektrischem Antriebe war im März 1918 bei der Firma Ungarische Allgemeine Maschinenfabrik A.-G. (Mág) in Budapest fertiggestellt.

Das Schraubenfesselflugzeug bestand aus vier vierflügeligen nebeneinander angeordneten Hubschrauben. Zwei von

diesen Schrauben hatten rechten und zwei linken Drehsinn. Der Antrieb erfolgte durch den früher erwähnten Elektromotor, welcher mit 195 kg Gewicht bei 6000 Umdr./min, 190 PS leistete. Zur Lagerung der vier Schrauben, der Transmissionen und des Elektromotors diente ein langgestrecktes Rohrgerüst, welches auf vier Luftbällen von 80 und 50 cm Durchm. ruhte. Für die drei Fesselseile waren drei Ausleger unter einem Winkel von 120° in der Mitte des Gerüstes angebracht. Die vier Hubschrauben hatten einen Durchmesser von 3,8 bzw. 4,2 m und liefen mit 800 Umdr./min. Das Gesamtgewicht des Flugzeuges betrug 650 kg.

Bei den ersten Probeflügen wurde das Schraubenfesselflugzeug an den drei Fesselseilen so am Boden angebunden, daß es sich nur 50 cm vom Boden hat erheben können. Das leere Flugzeug erhob sich sehr brüsk vom Boden schon bei



Abb. 1. Gesamtansicht des S.-F.-Flugzeuges ohne Beobachterstand mit Windenhäuschen im Hintergrund.

ca. 700 Propellerumdrehungen. Dann wurde es von drei Mann bestiegen und erhob sich bei ca. 750 Propellerumdrehungen so hoch, als es die Länge der Seile erlaubte (ca. 50 cm über Boden). Nach dem vierten Versuch brannte der Elektromotor durch und ist bis Kriegsende nicht wieder hergestellt worden, so daß die weiteren Versuche mit diesem Schraubenfesselflugzeug eingestellt werden mußten. Es war projektiert, in dieses Flugzeug einen leichten Benzinmotor einzubauen, wozu es aber nicht mehr gekommen ist.

Es hat sich bei diesen vier Flugversuchen mit dem elektrisch betriebenen Schraubenfesselflieger immerhin gezeigt, daß die Dreiseilfesselung den stabilen Zustand gewährleistet, wie es die Versuche an dem vorher erwähnten Modell in Fischamend ergeben haben.

Beschreibung des zweiten Projektes.

Dieses Schraubenfesselflugzeug bestand aus zwei um eine Achse gelagerten und im entgegengesetzten Sinne sich drehen-



Abb. 2. Ansicht des Motoreinbaues sowie der Kraftübertragung auf die Propellerwellen.

den Luftschrauben von 6 m Durchm., welche durch drei Rotationsmotoren von je 120 PS (360 PS) angetrieben wurden. Die Motoren liefen mit 1300 Umdr./min und leiteten die Kraft durch ein Kegelradgetriebe direkt auf die Propellerwellen. Die Propeller machten 600 Umdr./min. Die gesamte Maschinenanlage sowie die Propeller waren in einem dreieckigen Rohrgestell montiert, welches auf einem Luftpuffer von 1 m Durchm. ruhte. Außer diesem großen Luftpuffer waren an den drei Armen je ein kleiner Luftpuffer von 400 mm Durchm. angebracht. Oben, über den Luftschrauben war der Beobachterkorb von 1,5 m Höhe und 1,3 m Durchm. angeordnet. Die drei Fesselseile waren an den äußersten Enden der Ausleger befestigt. Das Gesamtgewicht des Flugzeuges mit Betriebsstoff für eine Flugstunde betrug 1400 kg, wovon 140 kg auf den Betriebsstoff entfielen.

Die drei Fesselseile, welche in die drei Arme des Rohrgerüstes mündeten, wurden um drei am Boden verankerte Lenkrollen geführt und von dort zu einer speziellen Trommelwinde geleitet, welche ca. 70 m weit vom Flugzeugstand verankert war. Diese Winde bestand aus drei voneinander unabhängigen Seiltrommeln von 0,5 m Durchm., drei Schneckengetrieben und einem 20 PS-Elektromotor. In der Achsrichtung der Antriebsschnecke war eine hydraulische Meßdose angebracht, welche vermittelst eines geeichten Manometers die jeweilige gesamte Seilspannung (Summe aller drei Seilzüge) angezeigt hat.

Das Schraubenfesselflugzeug wurde Ende März 1918 fertiggestellt und am 2. April 1918 zum ersten Male auf dem freien Gelände der Firma Dr. Lipták & Co. A.-G. in Pestszentlórincz bei Budapest erprobt.

Beiliegende Bilder zeigen den Apparat und die Reihenfolge der Versuche.

Anfänglich hatte man drei Gnome-Motoren eingebaut, welche nur je 100 PS leisteten. Es zeigte sich sofort bei den ersten Versuchen, daß der Auftriebsüberschuß nicht genügend groß war und infolgedessen konnte man das Flugzeug nicht höher

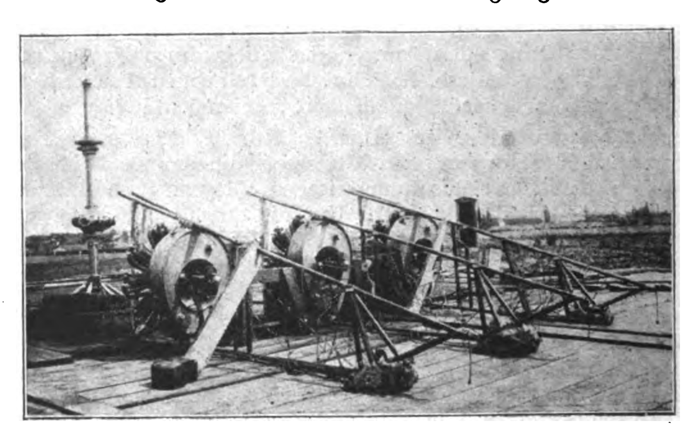


Abb. 3. S.-F.-Flugzeug mit 3 × 120 PS de Rhône-Motoren in zerlegtem Zustand.

als 1,2 m über den Boden steigen lassen. Dieser Umstand wurde jedoch durch den Einbau der erwähnten drei 120 PS-Le-Rhone-Motoren behoben, so daß man nunmehr auch auf größere Höhen fliegen konnte.

Der Auftriebsüberschuß, knapp über dem Boden, welcher mit letzteren Motoren erreicht wurde, betrug je nach den Witterungsverhältnissen 150 bis 200 kg. Bei 50 m Flughöhe nahm der Auftriebsüberschuß bis auf 40 bis 60 kg ab, ja, es ist infolge ungleichen Ganges der Motoren sogar öfter vorgekommen, daß das Flugzeug überhaupt keinen Auftriebsüberschuß hatte. Sobald soviel Auftriebsüberschuß vorhanden war, daß alle drei Seile nur wenig gespannt waren, verhielt sich das Flugzeug in der Luft vollkommen stillstehend. Wenn dagegen das Flugzeug ohne Auftriebsüberschuß einige Sekunden lang frei in der Luft schwebte, fing es allmählich an, in immer größer werdende Schwingungen zu geraten. Man konnte die Schwingungen bis zu einem gewissen Grade sich steigern lassen. Wenn man durch die Winde das Flugzeug mit ca. 1,5 m/s einzog, so spannten sich die Seile, so daß sich das Flugzeug in 15 bis 20 s beruhigt hat.

Mit diesem Schraubenflieger sind über 30 erfolgreiche Flüge von 1 bia 50 m Höhe über dem Aufstiegsort durchgeführt worden. Das Flugzeug schwebte u. a. etwa eine halbe Stunde in 50 m Höhe völlig ruhig und konnte durch Steuerung mittels der Winde horizontal hin und her geführt werden.

Unter diesen Flügen sind eine Anzahl offiziellen Kommissionen vorgeführt worden, worüber Protokolle und amtliche Belege vorliegen.

Anläßlich einer Vorführung vor den Mitgliedern der Kommission der k. u. k. Luftfahrtruppen hat das Flugzeug eine Havarie erlitten. Bei Versuchen, die Höhe zu steigern, schwebte das Flugzeug ohne Auftriebsüberschuß, insbesonders weil die Motoren nicht völlig in Ordnung waren. Es zeigten sich sofort wieder die früher erwähnten labilen Schwingungserscheinungen;



Abb. 4. Start- und Stabilitätsversuch.

man ließ leider diesmal dies Schwingungen zu groß werden, so daß dieselben beim Einholen des Flugzeuges nicht mehr beruhigt werden konnten. Das Flugzeug traf, als es ca. 2 m über dem Boden war, mit den Propellerenden den Boden und legte sich auf die eine Seite. Es wurden hierbei die zwei Propeller und die Rohrwellen beschädigt, sowie zwei Rohrarme etwas verbogen. An den anderen Teilen, sowie an den Motoren, ist nichts Wesentliches geschehen.

Die Versuchsergebnisse sowie die Erfahrungen, welche man mit dem Modell und den zwei Schraubenfesselflugzeugen erzielt hat, haben eindeutig ergeben, daß ein einwandfreies stabiles Senkrechtfliegen möglich ist, sobald genügend Auftriebsüberschuß vorhanden ist. Der geringe Auftriebsüberschuß war bei

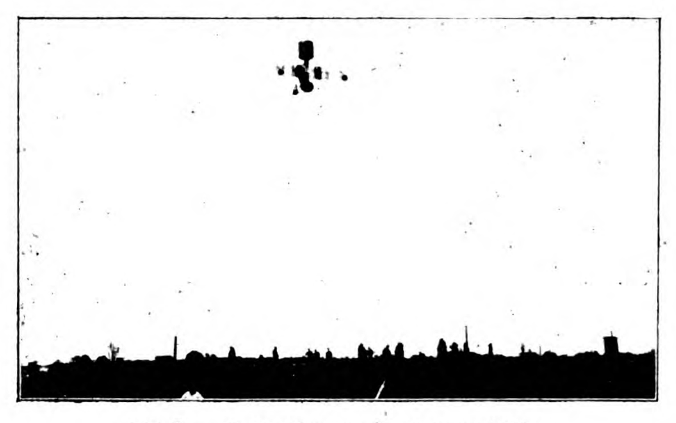


Abb. 5. S.-F.-Flugzeug auf 25 m Höhe.

dem Versuchsflugzeug einerseits durch den schlechten Zustand der verwendeten Beutemotoren, insbesonders aber durch den Umstand gegeben, daß man aus Fabrikationsgründen an ziemlich schwere Holzschrauben mit nur 6 m Durchmesser gebunden war. Es liegen heute die Verhältnisse offenbar viel günstiger, sowohl was Motoren als Bau von Schrauben (etwa aus Duralumin) anbelangt, so daß nachdem die Grundbedingungen für dieses Flugzeugsystem festgelegt worden sind, es jetzt Sache des Konstrukteurs ist, für diesen oder jenen Zweck die passendste Form zu treffen.

Es soll hier nicht unerwähnt bleiben, daß Stefan v. *Petróczy* mit größter Energie am Zustandekommen der Lösung der von ihm ins Rollen gebrachten Schraubenfesselfliegerfrage durch wiederholt erfolgreiches Eingreifen und Beseitigung von Hindernissen mitgewirkt hat.

Die Verwendungsmöglichkeiten dieses neuen Flugzeugsystems kann man wohl heute kaum übersehen. Das eine kann man aber schon sagen, daß der Beobachtung im Land- und Seekriege ganz neue Möglichkeiten eröffnet werden.

Verwendung des Schraubenfesselflugzeuges.

In folgendem soll bezüglich Möglichkeiten der Verwendung auszugsweise eine Zusammenstellung aus einer früheren Denkschrift gegeben werden.

1. Bemannt für Landbeobachtung im Kriege.

Die Vorzüge der Schraubenfesselflieger im Vergleiche zu jenen der Fesselballone sind folgende:

Sie sind weniger sichtbar, daher bieten sie kein so günstiges Zielobjekt für feindliche Artillerie. Sie sind mit Maschinengewehren ausgerüstet und eignen sich für das Schießen in die Höhe auf angreifende Flugzeuge. Sie sind ferner nicht feuergefährlich und können ohne Zeitverlust hochgehen, sowie rasch von einem Punkt zum anderen gebracht werden. Für eine Fesselballonabteilung brauchte man an der Front:

1 Automobil mit Windevorrichtung,
2 Gas-Tankautomobile,
3 Lastautomobile,
6 Offiziere und
137 Mann.

Bei einem Schraubenfesselflieger hingegen sind notwendig:

1 Auto mit drei Anhängern,
6 Offiziere und
20 Mann.

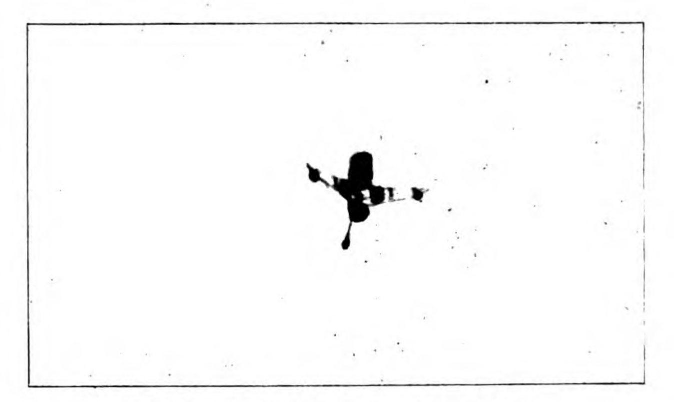


Abb. 6. S.-F.-Flugzeug auf 50 m Höhe.

Besondere Erwähnung verdient, daß mit dem Schraubenfesselflieger Nachtaufstiege bei bewölktem Himmel, also bei vollkommen beschränkter Sicht, ohne jede künstliche Beleuchtung, möglich sind. So ist der Artilleriebeobachtung ein Mittel an die Hand gegeben, Schußbeobachtungen und somit die Beobachtung gegnerischer Artilleriepositionen unbemerkt, daher ungefährdet durchführen zu können.

2. Bemannt für Beobachtung an Bord von Kriegsschiffen.

Nach Vornahme einiger Adaptierungen dürfte der Schraubenfesselflieger das beste Hilfsmittel sein, um von Schlachtschiffen aus Beobachtungen über weite Distanzen anzustellen. Die Marine hat somit ein Mittel in der Hand, mit dessen Hilfe sie gegnerische Schiffe auf sehr große Entfernungen beobachten kann, ohne daß das eigene Schiff vom Gegner bemerkt wird. Ferner wird die Marine mit Hilfe des Schraubenfesselfliegers imstande sein, Seeminen und Unterseeboote im großen Umkreise konstatieren und unschädlich machen zu können, da man bekanntlich von oben ziemlich tief in das Wasser sehen kann.

3. Zum Schutze offener Städte und Küsten gegen feindliche Fliegerangriffe.

Eine Gruppe von Schraubenfesselfliegern würde es unmöglich machen, daß feindliche, nächtliche Fliegerangriffe in verhältnismäßig nicht zu großer Höhe auf vorher bestimmte Objekte mit Erfolg durchgeführt werden können.

4. Unbemannt für radio-telegraphische Zwecke.

Versuche, die man bisher mit Drachen- und Ballonantennen gemacht hat, waren nicht besonders erfolgreich, entweder weil der Drachen schon bei mäßiger Windstärke Schaden litt, oder weil die Ballonantenne bei Böen in zu heftige Bewegung geriet. Derlei Schwierigkeiten wären beim Schraubenfesselflieger leicht zu vermeiden, was namentlich für die Ko-

lonien und jene Gegenden von Wichtigkeit ist, wo wegen der hohen Kosten stabile Antennen nicht errichtet werden können.

5. Unbemannt für meteorologische Zwecke:

Mittels Schraubenfesselflieger lassen sich bequem selbstregistrierende Apparate, wie sie in der Wetterkunde verwendet werden, auf entsprechende Höhen befördern und bei jeder Witterung rasch für Messungen verwerten.

Neuere Schraubenfliegerprojekte.

Von Th. v. Kármán in Aachen.

Infolge der Geheimhaltung der meisten Projekte und der erzielten Ergebnisse ist es nicht möglich, auf Grund der spärlichen Veröffentlichungen eine vollständige Übersicht der in den letzten Jahren aufgetauchten Entwürfe und Versuchsmaschinen zu geben. An dieser Stelle seien nur einige in den ausländischen Zeitschriften veröffentlichte Mitteilungen zusammengestellt.

1. Damblanc und Lacoin (Paris): Flugzeug mit Rumpf, mit normaler Höhen- und Seitensteuerung, aber statt Tragflächen an beiden Seiten je eine vierblätterige Schraube, welche gegenläufig sich drehen, s. Abb. 1.

2. Ellehammer (Dänemark) als Tragsystem zwei gegenläufig drehende Kränze übereinander mit je 12 tragenden Flächen. Antrieb durch einen 50 PS sechszylindriger luftgekühlter Motor. Der Apparat hat angeblich vor Zeugen geflogen.

3. Crocker-Hewitt (Amerika, New Jersey): Zwei koaxiale gegenläufige Schrauben, verspannte Tragflächen an einem langen Arm, mit 15 m Durchm.; der Antrieb geschieht bei den Versuchen durch Elektromotor, der in einem tiefliegenden Rumpf sitzt. Steuerung durch Flächen im Schraubenwind. Mit 126 PS wird 1155 kg Auftrieb erreicht. Umdrehungszahl der Schrauben 100 in der Min., s. Abb. 2.

4. Berliner (Amerika): Zwei gegenläufige Schrauben mit tiefliegendem Motor und Führersitz. Zur Stabilisierung wurden nachträglich Führungsflächen unterhalb der Schrauben angebracht. Geflogen in sehr geringer Höhe (bis 1 m), s. Abb. 4.

5. Pescara (Spanien, zurzeit durch die französische Heeresverwaltung unterstützt): Zwei gegenläufige Schrauben in koaxialer Anordnung. Haupteigenschaft dieser Konstruktion ist eine Steuerung der einzelnen Flügel derart, daß der Auftrieb an der einen Seite größer wird und so die Schrauben gekippt werden. Dadurch soll die horizontale Fahrt erreicht werden. Bei den letzten Versuchen (60 PS-Hispano-Suiza-Motor) wurde 360 kg Auftrieb erreicht. Der neue Apparat soll mit 7 m Schraube und mit einem 120 PS-Motor ausgerüstet werden. Der Apparat soll 600 kg wiegen, s. Abb. 3.

6. Oemmichen (Paris). 25 PS-Motor mit zwei Schrauben von 6.4 m Durchm. Da der Auftrieb (255 kg) für den 336 kg schweren Apparat nicht ausreicht, wird ein Zusatzballon von 144 m³ Fassungsvermögen angewendet. Es ist klar, daß der Ballon eine vertikal aufrichtende Kraft darstellt und die Luftschrauben stabilisiert. So ist es dem Konstrukteur gelungen, stabil (allerdings nur in 1 bis 2 m Höhe) zu schweben.

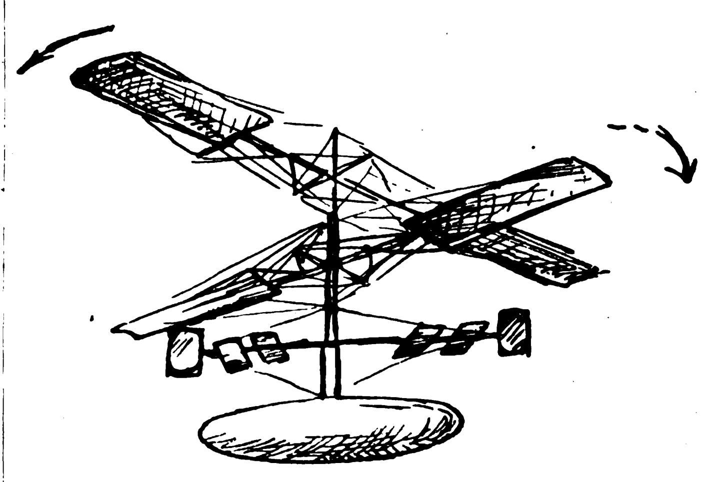


Abb. 2. Der Schraubenflieger von Crocker-Hewitt (Amerika).

7. Brennan (England) bearbeitet im Auftrag der englischen Heeresverwaltung ein Schraubenflugzeugprojekt, welches vorläufig noch streng geheim gehalten wird. Das Flugzeug soll zwei seitliche gegenläufige Schrauben und bereits Erfolg versprechende Flugversuche in der Nähe von London ausgeführt haben.

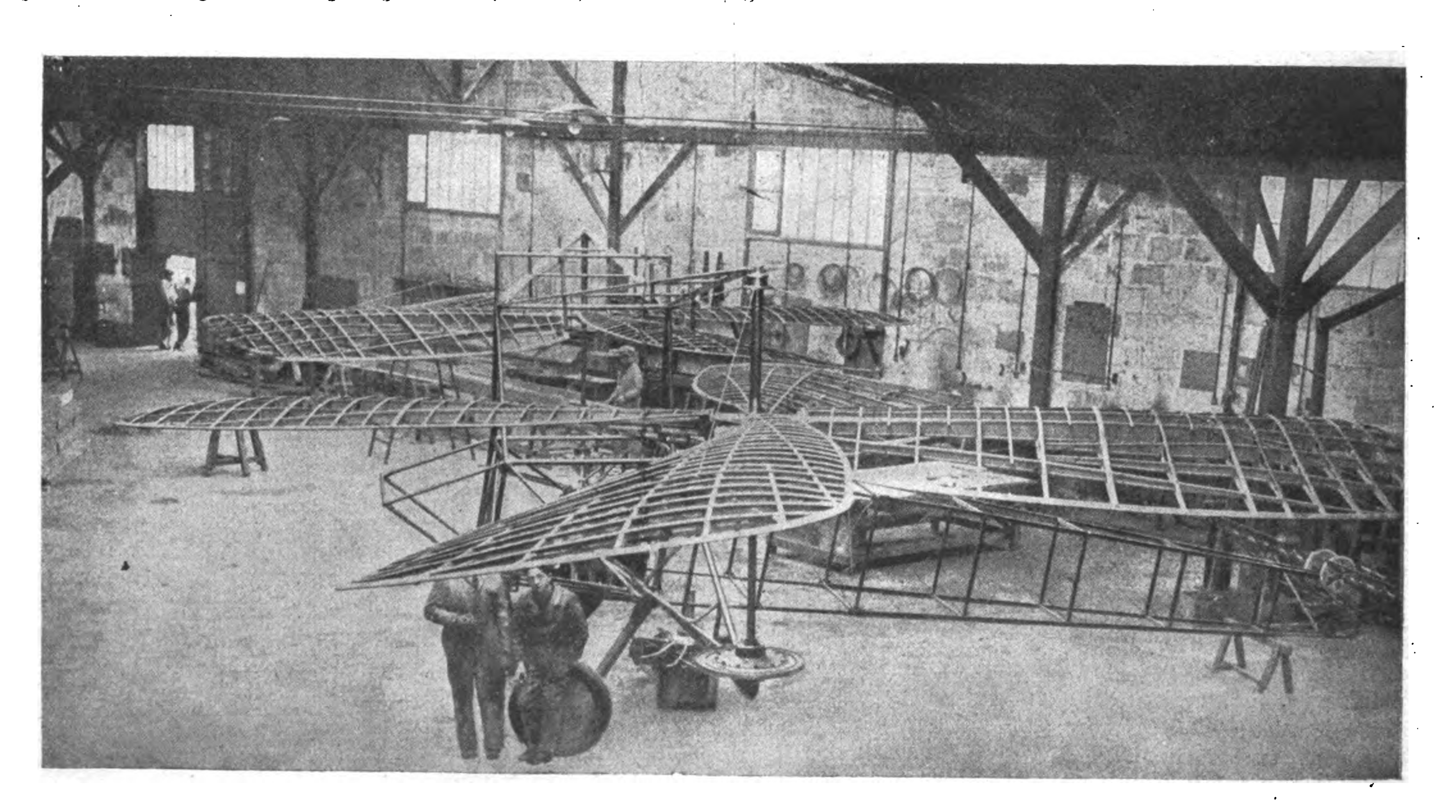


Abb. 1. Der Schraubenflieger von Damblanc (Paris).

8. Leineweber (Amerika). Dieser neue Schraubenflieger, der in Chikago gebaut wird, soll rechts und links von dem unbespannten Rumpf je zwei anscheinend nach vorn neigbare, durch Preßluft (?) angetriebene Hubschrauben haben.

9. Passat (England): Ein Modell mit einem 11 PS-A. B. C. 2-Zylinder-Motor, hat eine Schraube mit vier vogelähnlichen Flügeln, die sich drehen und schlagen, 90 kg Auftrieb und 34 kg Vortrieb sollen mit 10 PS erreicht sein.

10. La Cierva (Spanien) hat einen Deperdussin-Rumpf mit Umlaufmotor und 7-flügeliger Zugschraube, sowie zwei 4-flügelige Hubschrauben in der Nähe des Führersitzes. Am Schwanz normales Höhen- und Seitenruder.

11. Denny (England): Sechs Schrauben von 7,6 m Durchm., rund 5,8 m Steigung, 2 Flügel von je 7,5 m², 45 Umdr./min; Motorleistung 32 PS, Gesamthubkraft 620 kg. Leistungsverluste nicht bekannt. Je drei Hubschrauben rechts- bzw. linksläufig auf jeder Seite; Neigung der Schraubenwelle 10° vorwärts und auswärts. Kegelradgetriebe aus Vanadiumstahl zur wagerechten Motorwelle. Die Rechnung ergibt 79 vH Getriebewirkungsgrad. Dabei sind sehr günstig gebaute Schrauben angenommen.

Versuche der Gebrüder Denny mit der ersten Schraubenart ergaben schlechteren Schub, als nach Faustformel berechnet. Ihre neueren Schrauben sind besser.

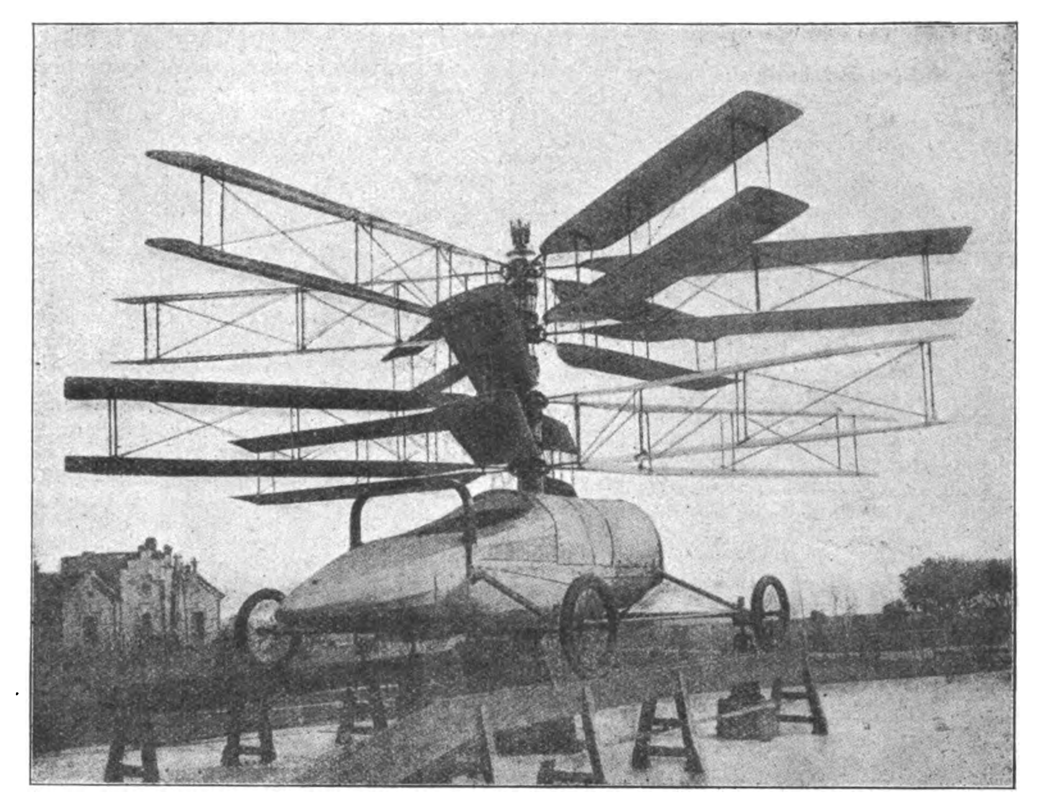


Abb. 3. Der Schraubenflieger von Pescara (Spanien).

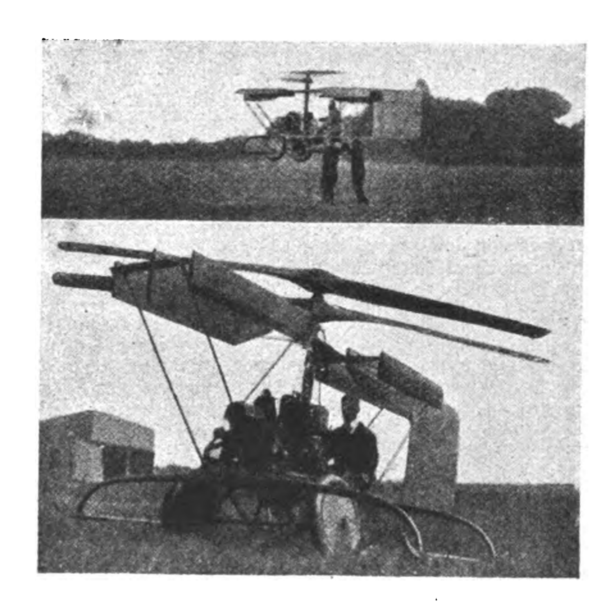


Abb. 4. Der Schraubenflieger von Berliner (Amerika).

Bücherbesprechungen.

„Jane's All the World's Aircraft" 1920. (Zu erhalten bei der Geschäftsstelle der WGL, Berlin W 35, Blumeshof 17.)

Die vorausgegangene Ausgabe 1919 dieses Werkes sollte ein »historisches Dokument« der letzten Flugzeugtypen im Kriege und der ersten im Frieden sein. Sie fiel in den bemerkenswerten Zeitraum des Übergangs, eine Zeit, »wo wir alle voraussetzen durften, daß unsere Schwerter in Pflugscharen umgeschmiedet würden«. Die vorliegende Ausgabe 1920 ist in zweierlei Hinsicht als Ergänzung zur Ausgabe 1919 gedacht. Einmal bringt sie das 1919 noch nicht zugängig gewesene Material, darunter vor allem österreichische und deutsche Flugzeugtypen, Motoren und Luftschiffe. Unter den ersteren sind die deutschen R-Flugzeuge besonders hervorzuheben. Das andere Mal soll sie ein Bild geben von dem Fortschritt in der Entwicklung der Typen dieser Übergangszeit. Man muß feststellen, daß der Zweck erreicht ist. Es tritt leider nur zu kraß zutage, daß die Entwicklung stagniert, sowohl im Flugzeugbau wie auch im Motor- und Luftschiffbau. Das windet sich hin und her in ausgetretenen Gleisen und findet keinen Ausweg. In der Geschichte des Flugzeugbaues eine Epoche, die technisch abgewirtschaftet hat. Sterbender Rokoko. »Die Moderne« leuchtet an einigen Stellen durch. Eine Anzahl Seiten sind ihr gewidmet: das verspannungslose deutsche Metallflugzeug.

Von dem ca. 450 Seiten starken Werk, welches außer einigen Reklameblättern und einem Vorwort 3 Hauptteile umfaßt — Teil A Flugzeuge, Teil B Motoren und Teil C Luftschiffe — entfallen allein 300 Seiten auf den Teil A: Flugzeuge. Er umfaßt auch alle die Länder, die keine eigene Flugzeugindustrie besitzen, sondern eine militärische und zivile Fliegerei betreiben, indem sie ihren Bedarf an Material im Ausland decken. Man gewinnt dadurch einen Überblick über den Stand der Eroberung der Luft in der ganzen Welt. Folgende Staaten werden behandelt: Argentinien, Österreich, Belgien, Bolivien, Brasilien, Großbritannien, die britischen Überseebesitzungen, Bulgarien, Zentral-Amerika, Vereinigte Staaten von Kolumbien, Chile, China, Kuba, Tschechoslowakei, Dänemark, Ekuador, Estland, Finnland, Frankreich, Deutschland, Griechenland, Holland, Ungarn, Italien, Japan, Lettland, Litauen, Mexiko, Norwegen, Peru, Polen, Portugal, Rußland, Rumänien, Serbien, Spanien, Schweden, Siam, Schweiz, Türkei, Uruguay und die Vereinigten Staaten von Amerika. Innerhalb dieser Einzelkapitel werden die Typen, alphabetisch nach Firmen geordnet, besprochen, soweit es sich um Staaten mit eigener Flugzeugindustrie handelt. Der Text enthält Verzeichnisse über Vereine, Zeitschriften Luftverkehrsgesellschaften, Flugplätze etc. Bei denjenigen Staaten, die am Kriege beteiligt waren, wird ausführlich berichtet über die Organisation des Heeres- und Marineflugwesens, bei den andern über die Tätigkeit ausländischer Kommissionen oder allgemein über den Stand des Flugwesens, soweit er sich ermitteln ließ. Dem besonderen Zweck des Werkes entsprechend bringt es mit viel Fleiß zusammengetragenes reiches und gutes Bildermaterial sowie eine kurze, übersichtlich gehaltene Beschreibung der einzelnen Typen.

Teil B Motoren wird eingeleitet durch ein etwas problematisch gehaltenes Vorwort über die Aufgaben der Motoren für Handelsluftverkehr und ist alphabetisch nach Firmen geordnet.

Teil C Luftschiffe behandelt im Vorwort das Luftschiff von 1920 und der Zukunft. Er beschränkt sich naturgemäß auf englische, französische, deutsche, italienische und nordamerikanische Arbeiten auf diesem Gebiet.

Textlich bemüht man sich im allgemeinen einiger Sachlichkeit, wenn auch englisch-nationale Rücksichten nicht überall unterdrückt werden konnten. Alles in allem ein wertvolles Nachschlagewerk — auch ohne Berücksichtigung des Preises. Off.

„Zeitschrift für Metallkunde", herausgegeben von der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde im Verein deutscher Ingenieure. Schriftleitung: Prof. Dr. W. Guertler und Dipl.-Ing. H. Groeck, Verlag des Vereins deutscher Ingenieure, Berlin NW 7, Sommerstraße 4a.

Die »Zeitschrift für Metallkunde«, die mit ihrem 13. Jahrgang vom 1. April ds. Js. ab in den Verlag des Vereins deutscher Ingenieure überging, ist das Organ der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde. Die Gründung der Gesellschaft erfolgte im November 1919.

Industrie und Wissenschaft haben durch rege Mitarbeit und allseitige Unterstützung zur Entwicklung der Gesellschaft beigetragen. Die Gesellschaft für Metallkunde hat im Verein deutscher Ingenieure den Metallausschuß übernommen und nimmt auf diese Weise an den Arbeiten des Normenausschusses der deutschen Industrie regen Anteil.

Die Zeitschrift für Metallkunde ist infolge der Beiträge anerkannter Fachleute besonders wertvoll; sie behandelt die gesamte Metallographie von der Eigenschafts- und Aufbaukunde der Metalle und Legierungen an bis zu den sich aus ihrer Bearbeitung ergebenden technologischen und wirtschaftlichen Fragen.

Für die Flugindustrie, die an alle Baustoffe die höchsten Anforderungen stellen muß, ist diese Zeitschrift besonders wichtig. Es dürfte sich daher empfehlen, die Mitgliedschaft der »Deutschen Gesellschaft für Metallkunde« zu erwerben.

Jahresmitgliedsbeitrag M. 70. Wendt.

Théorie du vol des avions. Von R. Soreau. 8°, 64 S., 9 Abb. Paris, »Librairie Aéronautique« Etienne Chiron. 1920. Preis 6 Fr.

Der Verfasser bevorzugt die algebraische Behandlung der beim Flugzeug auftretenden Probleme von der graphisch-numerischen. Zu dem Zweck stellt er die wichtigsten Eigenschaften von Flugzeug, Propeller und Motor angenähert durch einfache Funktionen dar. Für das Flugzeug wird z. B. der Auftrieb proportional dem Anstellwinkel gesetzt, während die Abhängigkeit des Widerstandes vom Anstellwinkel durch einen quadratischen Ausdruck dargestellt wird. In ähnlicher Weise wird das Verhalten von Schraube und Motor charakterisiert. Beim letzteren wird noch unterschieden, ob es sich um einen gewöhnlichen oder einen Höhenmotor (mit Turbokompressor) handelt. Beim gewöhnlichen Motor wird die Leistung proportional der Luftdichte gesetzt. Beim Höhenmotor ist zu unterscheiden, ob der Kompressor den normalen Luftdruck erzeugen kann, die Leistung ist dann konstant angenommen. Von einer bestimmten Höhe an kann der Kompressor den Druckunterschied nicht mehr voll ausgleichen; von hier an wird die Motorleistung proportional der Luftdichte gesetzt. Mittels dieser charakterisierenden Gleichungen werden nun die wichtigsten Eigenschaften des Flugzeuges abgeleitet, wie z. B. Gipfelhöhe oder Verhalten beim horizontalen Flug und beim Steigen. Das letzte Kapitel bringt wirtschaftliche Überlegungen. Unter gewissen Annahmen über die Abhängigkeit der einzelnen Konstruktionsgewichte werden diese durch 2 Konstante und einem Parameter dargestellt, in dem das Verhältnis des Gewichtes der tragenden Teile zur Nutzlast enthalten ist.

Diese Betrachtungsweise, bei der durch Vernachlässigung weniger wichtiger Einzelheiten die wesentlichen Zusammenhänge deutlicher hervortreten, ist besonders dann angebracht, wenn es sich darum handelt, einen raschen Überblick über die Wirkung einzelner Faktoren zu gewinnen. Für solche Zwecke wird die vorliegende Schrift nützliche Dienste leisten, zumal da auch die Darstellung ziemlich leicht verständlich ist und nur elementare mathematische Hilfsmittel zur Anwendung kommen. Betz.

Rendiconti dell'Istituto Sperimentale Aeronautico. Jahrgang 9, 2. Reihe, Nr. 3, 15. Sept. Rom 1921, Gr. 8°, S. 133 bis 247, mit vielen Textabb. und 4 abtrennbaren Tafeln für statische Rechnungen als Beilage.

Das zweite Heft dieser Berichte der italienischen Versuchsanstalt für Luftfahrt wurde in der ZFM 12, Heft 17, vom 15. Sept. 1921, S. 266, das erste im Heft 23 vom 15. Dezember, S. 342, besprochen.

Heft 3 enthält eine umfangreiche Arbeit »über die Längsstabilität der Flugzeuge«, von A. Rota, in der die statische Längsstabilität von Anfang an erörtert und mit der »virtuellen metazentrischen Höhe«, sowie mit Stabilitätsziffern behandelt wird — ähnliche Betrachtungen sind den deutschen Lesern aus dem Jahrbuch der WGL wie aus den TB bekannt! Der Verfasser arbeitet mit den Eiffelschen und Göttinger Messungen an Leitwerken, wie mit zahlreichen, teilweise recht gleichmäßigen Darstellungen der Luftkraft-Angriffslinien von Tragwerken. Er untersucht ferner die Eigenstabilität mit losgelassenem Ruder und das Gleichgewicht bei verschiedenen Anstellwinkeln, mit Bezug auf deutsche Arbeiten, auch auf die Doppeldeckenformeln von Prandtl und Betz, und legt zum Schluß einen Plan für Stabilitätsversuche im Fluge dar.

Gino Gallo beschreibt kurz das offenbar recht reichhaltige und vielseitige »chemisch-technologische Laboratorium« der Versuchsanstalt, das sich während des Krieges vorwiegend auf Luftschiffe einstellen mußte.

Es folgt eine Abhandlung der Flugzeugabteilung über »die Berechnung des quer und längs beanspruchten Balkens« auf Grund der »Formel von Albenga« (die wir als Clapeyrou-Winklersche verallgemeinerte Dreimomentengleichung bezeichnen). Für die ψ-Werte, die in diesen Gleichungen auftreten, werden Zahlentafeln und übersichtliche Streifen mit Funktionsskalen mitgeteilt, ebenso für die Berechnung der Feldmomente.

Ein Anhang enthält eine sehr reichhaltige Zusammenstellung von E. Pistolesi »Die technologischen Holzprüfungen und ihre Vereinheitlichung«, mit Angabe der Untersuchungsverfahren der italienischen, englischen, französischen und amerikanischen Fliegertruppe, des amerikanischen Forstamtes im Ackerbauministerium, des italienischen Ministeriums der öffentlichen Arbeiten, der Vorschläge von Rudeloff (Brüssel 1906) und von Marell Monnin (Bulletin de la Section Technique de l'Aéronautique Militaire, Nr. 29 und 30, Juni 1919) nebst ausführlicher Beschreibung und Kritik von Monnings dieser Prüfverfahren, endlich Gesichtspunkte für eine Normung dieser Prüfungen, alles mit übersichtlichen Skizzentafeln der Probestücke und Prüfeinrichtungen. Ev.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



